



Universidad de San Carlos de Guatemala  
Facultad de Ingeniería  
Escuela de Ingeniería Mecánica

## **PROPUESTA DE MEJORA EN LA EFICIENCIA DEL MOTOR V2500 DE AIRBUS A320**

**Werner Alejandro Lemus Ponciano**

Asesorado por el Ing. Mynor Roderico Figueroa Fuentes

Guatemala, marzo de 2017

UNIVERSIDAD DE SAN CARLOS DE GUATEMALA



FACULTAD DE INGENIERÍA

**PROPUESTA DE MEJORA EN LA EFICIENCIA DEL MOTOR  
V2500 DE AIRBUS A320**

TRABAJO DE GRADUACIÓN

PRESENTADO A LA JUNTA DIRECTIVA DE LA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
POR

**WERNER ALEJANDRO LEMUS PONCIANO**

ASESORADO POR EL ING. MYNOR RODERICO FIGUEROA FUENTES

AL CONFERÍRSELE EL TÍTULO DE

**INGENIERO MECÁNICO**

GUATEMALA, MARZO DE 2017

UNIVERSIDAD DE SAN CARLOS DE GUATEMALA  
FACULTAD DE INGENIERÍA



**NÓMINA DE JUNTA DIRECTIVA**

DECANO	Ing. Pedro Antonio Aguilar Polanco
VOCAL I	Ing. Angel Roberto Sic García
VOCAL II	Ing. Pablo Christian de León Rodríguez
VOCAL III	Ing. José Milton de León Bran
VOCAL IV	Br. Jorgen Andoni Ramírez Ramírez
VOCAL V	Br. Oscar Humberto Galicia Nuñez
SECRETARIA	Inga. Lesbia Magalí Herrera López

**TRIBUNAL QUE PRACTICÓ EL EXAMEN GENERAL PRIVADO**

DECANO	Ing. Murphy Olympo Paiz Recinos
EXAMINADOR	Ing. Carlos Enrique Sanabria Solchaga
EXAMINADOR	Ing. Mynor Roderico Figueroa Fuentes
EXAMINADOR	Ing. Milton Alexander Fuentes Orozco
SECRETARIO	Ing. Hugo Humberto Rivera Pérez

## **HONORABLE TRIBUNAL EXAMINADOR**

En cumplimiento con los preceptos que establece la ley de la Universidad de San Carlos de Guatemala, presento a su consideración mi trabajo de graduación titulado:

### **PROPUESTA DE MEJORA EN LA EFICIENCIA DEL MOTOR V2500 DE AIRBUS A320**

Tema que me fuera asignado por la Dirección de la Escuela de Ingeniería Mecánica, con fecha 24 de mayo de 2013.

**Werner Alejandro Lemus Ponciano**



Guatemala 17 de agosto de 2016

Ingeniero  
Roberto Guzmán  
Director de la Escuela de Ingeniería Mecánica  
Facultad de Ingeniería  
Universidad de San Carlos de Guatemala  
Presente.

Señor director:

Por este medio me dirijo a usted, para informarle que he llevado a cabo la revisión final del trabajo de graduación titulado **"PROPUESTA DE MEJORA EN LA EFICIENCIA DEL MOTOR V2500 DE AIRBUS A320"**, presentado por el estudiante Werner Alejandro Lemus Ponciano con carné 199721272.

El trabajo se ha desarrollado de acuerdo con el programa y objetivos iniciales planteados y considero que llena los requisitos para ser aprobado como trabajo de graduación.

Agradeciendo su atención muy atentamente.

  
Ing. Mynor Roderico Figueroa Fuentes  
Colegiado activo 10368.

MYNOR RODERICO FIGUEROA FUENTES  
INGENIERO MECANICO  
Colegiado 10 368





**USAC**

TRICENTENARIA

Universidad de San Carlos de Guatemala

Facultad de Ingeniería

Escuela de Ingeniería Mecánica

Ref.E.I.M.316.2016

El Coordinador del Área Térmica de la Escuela de Ingeniería Mecánica, luego de conocer el dictamen del Asesor y habiendo revisado en su totalidad el trabajo de graduación titulado: **PROPUESTA DE MEJORA EN LA EFICIENCIA DEL MOTOR V2500 DE AIRBUS A320** desarrollado por el estudiante **Werner Alejandro Lemus Ponciano**, carné 1997-**21272** recomienda su aprobación.

**"Id y Enseñad a Todos"**

Ing. Julio César Campos Paiz  
Coordinador Área Térmica  
Escuela de Ingeniería Mecánica



Guatemala, noviembre 2016





**USAC**

TRICENTENARIA

Universidad de San Carlos de Guatemala

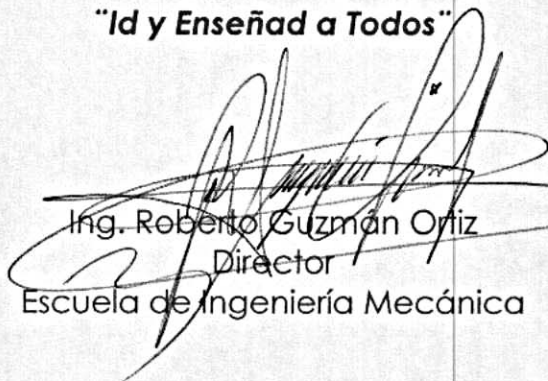
Facultad de Ingeniería

Escuela de Ingeniería Mecánica

Ref.E.I.M.095.2017

El Director de la Escuela de Ingeniería Mecánica, de la Facultad de Ingeniería de la Universidad de San Carlos de Guatemala, luego de conocer el dictamen del Asesor y con la aprobación del Coordinador del Área Térmica del trabajo de graduación titulado: **PROPUESTA DE MEJORA EN LA EFICIENCIA DEL MOTOR V2500 DE AIRBUS A320** del estudiante **Werner Alejandro Lemus Ponciano, CUI 2326-27347-0101, Reg. Académico No. 199721272** y luego de haberlo revisado en su totalidad, procede a la autorización del mismo.

**"Id y Enseñad a Todos"**

  
Ing. Roberto Guzmán Ortiz  
Director  
Escuela de Ingeniería Mecánica



Guatemala, marzo de 2017

/aej



Universidad de San Carlos  
De Guatemala



Facultad de Ingeniería  
Decanato

Ref. DTG.128.2017

El Decano de la Facultad de Ingeniería de la Universidad de San Carlos de Guatemala, luego de conocer la aprobación por parte del Director de la Escuela de Ingeniería Mecánica, al trabajo de graduación titulado: **PROPUESTA DE MEJORA EN LA EFICIENCIA DEL MOTOR V2500 DE AIRBUS A320**, presentado por el estudiante universitario: **Werner Alejandro Lemus Ponciano**, y después de haber culminado las revisiones previas bajo la responsabilidad de las instancias correspondientes, se autoriza la impresión del mismo.

IMPRÍMASE.

Ing. Pedro Antonio Aguilar Polanco  
Decano



Guatemala, marzo de 2017

/cc

## **ACTO QUE DEDICO A:**

### **Dios**

Por ser quien guía mi vida, me ha dado la fuerza para seguir adelante y la luz en mi camino hasta el día de hoy

### **Mi madre**

Por su gran amor y apoyo incondicional, siendo mi inspiración a ser cada vez mejor. Este triunfo es suyo.

### **Mi esposa**

A mi amada esposa, por su amor, comprensión, apoyo incondicional y ánimo que me brinda día con día para alcanzar nuevas metas, tanto profesionales como personales.

### **Mis hermanos**

Por ser parte importante de mi vida, por brindarme su cariño, apoyo y alegría.

### **Mis suegros**

Por brindarme su apoyo y cariño en todo momento.

### **Mis abuelitas**

A mi bisabuela y abuela que ya no están dedico este triunfo, porque siempre, con sus consejos y sabias correcciones, supieron hacer de mí una mejor persona. Mi humilde gratitud eterna.

**Mis amigos**

Wagner Molina, Ana María Maldonado (q. e. p. d.), Elio Morales (q. e. p. d.), Mario Efraín, Flor, Adela Castañeda, Christian Tejeda, Mynor Figueroa y todos con quienes compartí a lo largo de mi carrera y me brindaron su confianza y apoyo.

## **AGRADECIMIENTOS A:**

**Universidad de San  
Carlos de Guatemala**

Por brindarme la oportunidad de formarme como profesional. Estoy orgulloso de pertenecer a dicha casa de estudios.

**Facultad de Ingeniería**

Por brindarme los conocimientos y habilidades necesarias para desempeñarme como profesional.

**Escuela de Ingeniería  
Mecánica**

Por abrir sus puertas y permitirme trabajar con ellos, así como adquirir experiencia como profesional.

**Mis padrinos**

Por ser una importante influencia en mi carrera, y por su apoyo y ayuda incondicional.

**Ingeniero**

Mynor Figueroa por su amistad, por su acertada asesoría y revisión de este trabajo de graduación.

**Mis amigos de la  
Facultad de Ingeniería**

Por el apoyo en clases, las risas y experiencias de vida que jamás olvidaré.

## ÍNDICE GENERAL

ÍNDICE DE ILUSTRACIONES.....	V
LISTA DE SÍMBOLOS .....	XI
GLOSARIO .....	XIII
RESUMEN.....	XVII
OBJETIVOS.....	XIX
INTRODUCCIÓN .....	XXI
1. GENERALIDADES.....	1
1.1. Motor de combustión interna .....	1
1.2. Historia .....	2
1.3. Estructura y funcionamiento .....	2
1.4. Tipos de motores.....	6
1.4.1. Motor convencional del tipo Otto .....	6
1.4.2. Motores diésel .....	7
1.4.3. Motor de dos tiempos .....	8
1.4.4. Motor Wankel.....	9
1.4.5. Motor de carga estratificada .....	10
1.5. Disposición del motor .....	10
1.5.1. Disposición de los cilindros.....	11
1.5.2. Orientación del motor .....	14
1.6. Motor de reacción .....	16
1.6.1. Motor en un avión (A320 de Clickair).....	19
1.6.2. Motor turboreactor .....	22
1.6.3. Motor turbofan .....	24
1.6.4. Diseños avanzados .....	29



1.6.5.	Motor de compresión dinámica .....	32
1.6.6.	Funcionamiento.....	34
2.	ANÁLISIS DE MOTORES Y MONITOREO .....	39
2.1.	Criterios básicos sobre turborreactores.....	40
2.1.1.	Clasificación de los motores de reacción .....	41
2.1.2.	Generador de gas .....	42
2.1.3.	Motores de turbina de doble flujo axial .....	47
2.2.	Identificación de parámetros a monitorear .....	48
2.3.	Criterios físicos de la atmósfera y propiedades termodinámicas.....	48
2.3.1.	Fenómenos meteorológicos que afectan a la aviación .....	48
2.3.2.	Condiciones meteorológicas que reducen la visibilidad y a la vez las performances aerodinámicas de la aeronave .....	54
2.3.3.	Efectos de las turbulencias sobre las aeronaves ....	62
2.3.4.	Escalas de medición de temperatura .....	66
2.3.5.	Densidad .....	69
2.4.	Medición de la velocidad de aire y altitud.....	74
2.4.1.	Construcción de la sonda estática-Pitot .....	75
2.4.2.	Funcionamiento del tubo de Pitot .....	77
2.4.3.	Principio de funcionamiento del altímetro.....	83
2.4.4.	Influencia de las condiciones locales de presión y temperatura .....	85
2.4.5.	Número de Mach.....	87
2.5.	Análisis de datos de vuelo.....	91
2.5.1.	Datos de vuelo observados .....	91
2.5.2.	Indicador EGT .....	93

2.5.3.	Proceso de diseño .....	96
3.	COMPARACIÓN DE LAS CONDICIONES DEL MOTOR CON OTROS MOTORES .....	107
3.1.	Interpretación de datos del fabricante .....	125
3.1.1.	Combustible y aditivos .....	127
3.2.	Condiciones actuales del motor.....	134
3.2.1.	La preservación de un motor .....	134
3.2.2.	ACARS ( <i>Aircraft Communication Addressing and Reporting System</i> ) Sistema de notificación .....	136
3.3.	Eficiencia del motor .....	138
3.3.1.	ATA 71PowerPlantplanta de poder.....	141
3.3.2.	El Fan .....	146
3.3.3.	Dos toberas Dos etapas Con retorno .....	159
3.4.	Variables que afectan la eficiencia .....	167
3.4.1.	En despegue.....	167
3.4.2.	Surge .....	171
3.4.3.	Cámara de combustión.....	172
3.4.4.	Estabilidad de la combustión .....	173
3.4.5.	Turbina .....	174
4.	RECOLECCIÓN DE DATOS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS .....	177
4.1.	Condiciones de estado estable de crucero.....	177
4.1.1.	Exactitud del monitoreo .....	179
4.1.2.	Otros factores climáticos que afectan las condiciones en el desempeño del avión .....	185
4.1.3.	Adquisición de datos automatizada .....	187
4.1.4.	Beneficios de la adquisición de datos automatizada .....	188

4.2.	Precisión de los datos en vuelo.....	189
4.2.1.	Diferencias entre gráficas de despegue y crucero	192
4.2.2.	Parámetros clave usados para el monitoreo del rendimiento del motor .....	195
4.2.3.	Medición vs parámetros graficados de delta EGT.	198
4.2.4.	Medición vs parámetros graficados de delta Core Speed (velocidad N2) .....	203
4.2.5.	Margen de EGT respecto a la temperatura ambiente.....	207
4.2.6.	El deterioro de las prestaciones (performance) de las aeronaves .....	220
4.3.	Validación de datos .....	237
4.4.	Resultados y análisis.....	240
4.4.1.	Interpretación de tabla XVII .....	240
4.4.2.	Interpretación de tabla XVIII .....	240
CONCLUSIONES.....		243
RECOMENDACIONES .....		245
BIBLIOGRAFÍA.....		247

## ÍNDICE DE ILUSTRACIONES

### FIGURAS

1.	Motor radial de pistones .....	2
2.	Von Ohain. Padre del motor de propulsión a gas .....	18
3.	Primer avión a reacción He 178 .....	19
4.	Motor turboreactor.....	23
5.	Turboalimentadores o turbofan Airbus A320 .....	25
6.	Entrada de aire del Motor V2500 .....	26
7.	Conjunto de alabes del compresor.....	27
8.	Turbina seccionada, vista del comportamiento de aire .....	27
9.	Motor Pratt & Whitney J58 del SR-71.....	30
10.	Estatorreactor nuclear para vuelos supersónicos .....	31
11.	Motor turbo hélice.....	40
12.	Conjunto giratorio del compresor .....	44
13.	Zonas de aeronave propensas a la formación de hielo .....	51
14.	Perfiles alares contaminados por hielo granular y hielo claro .....	52
15.	Factores aerodinámicos implicados en la formación de hielo .....	52
16.	Toma de aire de un motor y un carburador contaminado.....	53
17.	Temperatura interior de una térmica vertical.....	61
18.	Influencia de una térmica sobre la aeronave en el descenso.....	64
19.	Escalas de temperatura .....	67
20.	Variación de la temperatura respecto a la altura .....	74
21.	Esquema del tubo Pitot .....	75
22.	Posición del tubo Pitot en el avión .....	76
23.	Ingreso de la presión de aire al Pitot.....	77

24.	Construcción del indicador de velocidad.....	79
25.	Conversión de velocidad indicada a calibrada.....	81
26.	Indicador de altitud o Altímetro .....	82
27.	Altímetro con sus componentes internos .....	83
28.	Condiciones climáticas que afectan el vuelo .....	85
29.	Onda de expansión de la velocidad .....	89
30.	Onda del sonido cono de Mach .....	90
31.	Resistencia vs. Esfuerzo .....	110
32.	Estándar vs. Inspecciones Programadas.....	111
33.	Modelo de Mecanismos de Falla .....	111
34.	Programas de Mantenimiento MSG -3 Orientado a las Tareas .....	112
35.	Programa de Confiabilidad VS Programa de Mantenimiento Programado .....	114
36.	Indicadores de presión de aceite N1 y N2 .....	135
37.	El tipo de mensajes que se transmiten son mensajes digitales, en la frecuencia VHF (129 MHz a 137 MHz) .....	137
38.	Parámetros del Motor V2500 .....	138
39.	Comparativa de los diferentes modelos de motores respecto a su SFC y su eficiencia propulsiva .....	145
40.	Fan de un turbofan de alto bypass, modelo Trent 500.....	147
41.	Modelo de fan hueco .....	148
42.	Diferentes tipos de compresor. Axial / Centrífugo.....	149
43.	Componentes de un compresor axial .....	151
44.	Formas básicas del corte de un turbocompresor axial.....	151
45.	Cámara combustión axial .....	155
46.	Cámara de combustión tubo-anular.....	155
47.	Procedimientos de estabilización de la llama .....	157
48.	Diferentes tipos de inyectores regulables .....	158
49.	Corte transversal de una turbina triaxial .....	162

50.	Partes de una tobera subsónica. Colector de escape / Tubos de expansión.....	165
51.	Sistema de escape de motores turbofan de alto índice de derivación .	167
52.	Tipos de aire la mezcla de aire combustible y extrae el máximo poder calorífico con una presión constante.....	173
53.	Eje de las Y relación aire/combustible.....	174
54.	Ciclo Otto para la turbina.....	175
55.	Ubicación de los parámetros en el motor.....	179
56.	Aproximación para el aterrizaje utilizando las radiobalizas .....	182
57.	Gráfico de conversión de altitud.....	184
58.	Velocidad del viento vs. Eficiencia de la propulsión .....	186
59.	Gráfica para el cálculo del peso y balance.....	187
60.	Ejemplo de las características de variaciones en las gráficas.....	191
61.	Ejemplo de elementos de la gráfica Diagnóstico.....	191
62.	Ejemplo de “Vacío interno en los datos”.....	192
63.	Gráfica con información de despegue muestra tendencia decreciente.....	193
64.	Gráfica con información de Crucero muestra tendencia a bajar .....	193
65.	Trayectoria de las líneas base en nivel crucero de parámetros .....	197
66.	Ejemplificación de Delta N1 entre el Registro y la Línea Base.....	198
67.	Dispersión de datos registrados de EGT en Crucero .....	199
68.	Gráficas crucero “Delta EGT” gráfica con suavizado en color azul y registros comunes en color rojo .....	200
69.	Dispersión de Datos Registrados en Nivel Crucero Medido de flujo de combustible o Fuel Flow.....	201
70.	Gráficas crucero “Delta Fuel Flow” gráfica con suavizado en color azul y registros comunes en color rojo .....	202
71.	Dispersión de Datos Registrados en Niveles medidos en Crucero de <i>Core Speed</i> .....	203

72.	Gráficas crucero de “ <i>Delta Core Speed</i> ” gráfica con suavizado en color azul y registros comunes en color rojo.....	204
73.	Comportamiento del Empuje y N1 respecto a la variación de OAT .....	206
74.	Comportamiento del EGT respecto a la variación de OAT .....	207
75.	Margen de EGT .....	208
76.	Decremento del margen EGT en función al del deterioro .....	209
77.	Ejemplo de puntos excesivos de EGT .....	210
78.	EGT CRUCERO, EGT DESPEGUE, FF, <i>INDICACION DE EGT</i> .....	214
79.	Gráfica de niveles elevados de EGT debido al deterioro del motor .....	214
80.	Gráfica de niveles elevados de FF debido al deterioro del motor .....	215
81.	Gráfica con registro de niveles excesivos por falla en indicación de EGT debido al deterioro del motor .....	216
82.	Gráfica de %N2 con fluctuaciones importantes mostrando desgaste en el motor .....	217
83.	Gráfica de %N2 con tendencia estable próxima a línea base mostrando un motor en buenas condiciones .....	217
84.	Curva de empuje en relación con el “empuje reducido” .....	219
85.	Ejemplos de la variación de “empuje reducido” .....	220
86.	Crecimiento geométrico del factor de corrección en función de la mayor utilización de las aeronaves .....	222
87.	Colaborador del avión en condiciones de crucero .....	223
88.	Ciclo de vuelo de un avión .....	230
89.	Costo que representa el mantenimiento y combustible por día para un Airbus A-320 .....	239
90.	Costes operacionales para una compañía.....	241
91.	Costo del Airbus A320 Vrs. Otros aviones.....	242

## TABLAS

I.	Propiedades termodinámicas de la atmósfera .....	100
II.	Estas tareas se realizan durante la pernocta de la aeronave.....	120
III.	CCW = En sentido antihorario (CounterClock-Wise).....	128
IV.	Máximo permisible de purga de aire de extracción .....	129
V.	Condiciones del Motor V2500 .....	129
VI.	Descripción de las secciones del Manual según el fabricante .....	132
VII.	Consumo de combustible del motor V2500 en Verano .....	237
VIII.	Consumo de combustible del motor V2500 en invierno .....	238
IX.	Representación del costo de combustible en un vuelo .....	238
X.	Monto que representa mantenimiento y combustible de un Airbus 320.....	239





## LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolo	Significado
FIC (FIF)	Flujo de combustible
%	Porcentaje
Kg /cm <sup>2</sup>	Presión sobre un área
A/C Reg.	Registro o matricula de la aeronave
Hg.	Símbolo del elemento de Mercurio
$\theta_{t2}$	Temperatura absoluta relativa total del motor
TGE (EGT)	Temperatura de gases de escape ( <i>Exhaust Gas Temperature</i> )
$\theta$	<i>Theta</i> , temperatura absoluta relativa atmosférica
W/MHz	Vatio por mega hercio
N 1	Velocidad del motor de baja presión
N2	Velocidad del motor de alta presión



## GLOSARIO

<b>Acción correctiva</b>	Acción tomada para eliminar la causa de una no conformidad detectada u otra situación no deseable.
<b>Aeronave</b>	Toda máquina que puede sustentarse en la atmósfera por reacciones del aire, que no sean las reacciones de la misma contra la superficie de la tierra.
<b>AGL</b>	Nivel por encima del suelo. ( <i>Above Ground Level</i> ).
<b>APU</b>	<i>Auxiliary Power Unit</i> o Unidad Auxiliar de Potencia. Dispositivo montado sobre un vehículo, cuyo propósito es proporcionar energía para funciones diferentes a propulsión.
<b>Avgas</b>	Gasolina de alto octanaje, diseñada específicamente para uso en motores de aviación alternativos.
<b>Boletines de servicio</b>	Son mandatorios en los cuales se requiere alguna modificación o inspección del motor, para ser cumplida en un tiempo específico.

<b>Boroscopio</b>	Este ensayo permite inspeccionar interiormente equipos sin acceso, observando en vivo la transmisión de las imágenes que envía la fibra por medio de un monitor externo.
<b>DGAC</b>	Dirección General de Aeronáutica Civil.
<b>Diagnosticar</b>	Predecir una posible falla.
<b>Diagnóstico de falla</b>	Término que se refiere tanto a la detección de una falla como a la localización de la misma.
<b>Eficiencia isentrópica</b>	Definida como la relación apropiada del trabajo real y el ideal. Es siempre inferior al 100 %.
<b>Entrenamiento</b>	Es el proceso por el cual los parámetros de la red se adecuan de acuerdo a la solución de cada problema.
<b>FAA</b>	Es la autoridad nacional de aviación de los Estados Unidos. ( <i>Federal Aviation Administration</i> ).
<b>Fallas</b>	Desperfecto de un equipo o máquina.
<b>GPS</b>	Sistema de Posición Global.
<b>IAS</b>	Velocidad indicada del aire.

<b>Impulsor</b>	Son los elementos giratorios en forma de hélice que realizan el trabajo de convertir la energía mecánica del motor en energía de empuje.
<b>LC</b>	Chequeo realizado en la línea de vuelo ( <i>Line Check</i> ).
<b>NOTAM</b>	Notas a los Aviadores ( <i>Notice to Airmen</i> ).
<b>Pamb</b>	Presión estática del ambiente.
<b>Pd</b>	Presión dinámica del flujo de aire sobre el avión.
<b>Pph</b>	Libras por hora.
<b>Pista</b>	Área rectangular definida en un aeródromo terrestre, preparada para el aterrizaje y el despegue de las aeronaves.
<b>Pilotar</b>	Manipular los mandos de una aeronave durante el tiempo de vuelo.
<b>MEL</b>	Lista emitida por la compañía aérea, especificando sistemas o equipos inoperativos que permiten el vuelo de la aeronave con determinados requisitos. ( <i>Minimum Equipment List</i> ).
<b>MPM</b>	Manual de Procedimientos de Mantenimiento.
<b>MOM</b>	Manual Operativo de Mantenimiento.

<b>RAC</b>	Regulaciones de Aviación Civil.
<b>Registrador de vuelo</b>	Cualquier tipo de registrador instalado en la aeronave a fin de facilitar la investigación de accidentes o incidentes.
<b>Rpm</b>	Revoluciones por minuto.
<b>Tamb</b>	Temperatura del ambiente.
<b>TAT</b>	Temperatura total de aire.
<b><i>TROUBLESHOOTING</i></b>	Resolución de problemas. Es una forma de resolver problemas. Es la forma sistemática de buscar el origen de un problema para que este pueda ser resuelto.

## **RESUMEN**

El presente trabajo de graduación tiene como objetivo crear una propuesta de mejora en la eficiencia del motor V2500 del avión Airbus A320, a través de un análisis donde se toman en cuenta factores internos como externos del motor. Por esto se da a conocer una breve descripción de los diferentes tipos de mantenimiento aplicables a aeronaves, así como un programa de inspección progresiva.

Este análisis puede tener un gran valor a la industria de la aviación, ya que pretende reducir costos y hacer eficiente la operación aérea comercial, poniendo en evidencia los factores que pueden estar afectando en el desempeño de consumo, considerando los criterios termodinámicos de estandarización de funcionamiento del motor en diferentes condiciones climáticas, condiciones de mantenimiento y condiciones de vuelo, todo eso con el fin de analizar la eficiencia del motor y el consumo energético del avión.

En este estudio se deben tomar en cuenta otros factores externos del motor, e identificar cuáles son los que van estrechamente ligados a que su eficiencia y desempeño se vean afectados por estos, de manera tal que la operatividad del motor y sus componentes sean de un 100 %. Con base en las herramientas tecnológicas provistas por el fabricante, se consideran las buenas prácticas en todos los ámbitos para capacitar al personal y obtener una mejora en la eficiencia energética.





## **OBJETIVOS**

### **General**

Realizar una propuesta de mejora en la eficiencia del motor V2500 del Airbus A320, para ayudar al medio ambiente y economía de los usuarios.

### **Específicos**

1. Obtener la eficiencia de fábrica del motor V2500 y comparar la eficiencia actual de los motores para determinar su efectividad.
2. Calcular los ajustes o modificaciones necesarios para aumentar la eficiencia del motor V2500 y realizar una propuesta de mejora.
3. Comparar los resultados de eficiencia de fábrica con los actuales y con la propuesta calculada para el motor V2500, para determinar su vida útil.



## INTRODUCCIÓN

Los motores de aviación no difieren demasiado de los motores utilizados en automóviles. El principio de estos motores se basa en la combustión del aire comprimido y el carburante, que puede ser gasolina o gasoil, en el caso de los vehículos terrestres, o queroseno en los aero reactores. Esto se realiza en una cámara de combustión y se trata de unos principios básicos de funcionamiento que se cumplen incluso en los motores a reacción, exceptuando los motores cohete, ya que estos llevan a bordo el oxidante y no utilizan aire atmosférico.

El motor es la parte fundamental de todo vehículo autopropulsado, y en el caso de la aeronave, la hace avanzar a través de la masa de aire en lo que se llama empuje del motor, es decir, la fuerza que se opone a la resistencia al avance y que hace que el avión marche.

Alrededor de 1950, con el desarrollo de la industria de la aviación comercial y la electrónica, se observó que era necesario designar personal dedicado exclusivamente a diagnosticar las fallas, que asesoraran los procedimientos y planearan y controlaran el mantenimiento. En continuo esfuerzo por mejorar la producción y mantener las máquinas en buenas condiciones durante el mayor tiempo posible, se desarrollaron las teorías de mantenimiento que al paso del tiempo evolucionaron para hacer más eficientes sus procesos.

El mantenimiento correctivo opera las máquinas de forma continua, sin interrupción, pero cuando las fallas ocurren pueden ser muy severas y pueden causar daños a otros componentes, lo que se conoce como falla catastrófica.

Este mantenimiento, por lo general, requiere mayor cantidad de mano de obra y lo más probable es un pago excesivo por compra de repuestos, así como la pérdida de producción de la máquina o equipo.

El mantenimiento predictivo se basa en el hecho de que, cuando un equipo ha empezado a gastarse, sus condiciones de operación, tales como la vibración, temperatura, condición de aceite, presión, entre otros, comenzarán a cambiar, siendo esa la razón por la que este tipo de mantenimiento se basa en un monitoreo frecuente de la condición del tiempo (monitoreo de condición), para detectar el cambio, analizar sus causas y dar la solución correcta, antes de que se produzca la falla catastrófica.

Los avances en las teorías de mantenimiento, desde sus inicios hasta la actualidad, sirven para aplicar en los motores de aviación un control estricto y continuo. Por ejemplo, los motores V2500 forman parte de la división de motores que provee un empuje 111,2 *kN*, potencia suficiente para propulsar a un avión Airbus A-320 con una alta eficiencia en cuanto a los rendimientos operativos.

El monitoreo es un aspecto importante para un programa de mantenimiento efectivo, ya que valora el rendimiento y el estado del motor, promueve la detección temprana de problemas potenciales por medio de gráficas anormales, lleva a cabo inspecciones, identifica la ruta de causa, y así monitorea el período más largo de la tendencia del rendimiento para el plan de mantenimiento.

# **1. GENERALIDADES**

Atrás quedan los tiempos en que volar era una peligrosa aventura, en la que se dependía de aeronaves lentas y extremadamente vulnerables a cualquier condición meteorológica adversa. Hoy en día, el transporte aéreo es el modo de transporte existente más rápido y seguro, con diferencia. La aparición del reactor en la década de los 50 permitió alcanzar mayores niveles de vuelo y velocidades superiores a la del sonido, evitando así, durante la fase de crucero, la exposición innecesaria de la aeronave a los fenómenos meteorológicos potencialmente peligrosos que se producen normalmente en media y baja cota.

La aparición y mejora de sistemas radioeléctricos de guiado en ruta y aterrizaje, así como la incorporación del radar meteorológico, junto con la mejora en los modelos numéricos de predicción e información meteorológica, han permitido que las aeronaves puedan operar prácticamente bajo cualquier tipo de condiciones atmosféricas. Dentro de los aspectos que se deben contemplar para buscar la eficiencia energética de los motores a reacción se deben conocer los principios básicos que se tuvieron para llegar a los motorreactores.

## **1.1. Motor de combustión interna**

Un motor de combustión interna es un tipo de máquina que obtiene energía mecánica directamente de la energía química de un combustible que arde dentro de una cámara de combustión. Su nombre se debe a que dicha combustión se produce dentro de la máquina en sí misma, a diferencia de la máquina de vapor.

Figura 1. **Motor radial de pistones**



Fuente: VIDAL Richard Miguel. *El motor de aviación de la "A" a la "Z"* p. 45.

## 1.2. **Historia**

Los primeros motores de combustión interna alternativos de gasolina, que sentaron las bases de los que se conocen hoy, fueron contruidos casi a la vez por Karl Benz y Gottlieb Daimler. Los intentos anteriores de motores de combustión interna no tenían la fase de compresión, sino que funcionaban con una mezcla de aire y combustible aspirada o soplada dentro y durante la primera parte del movimiento del sistema. La distinción más significativa entre los motores de combustión interna modernos y los diseños antiguos es el uso de la compresión.

## 1.3. **Estructura y funcionamiento**

Los motores Otto y los diésel tienen los mismos elementos principales, (bloque, cigüeñal, biela, pistón, culata, válvulas) y otros específicos de cada uno, como la bomba inyectora de alta presión en los diésel, o antiguamente el carburador en los Otto. A los 4T es muy frecuente designarlos mediante su tipo de distribución: SV (*Side valves*), OHV (*over head valve*), SOHC (*single over head camshaft*), DOHC (*double over head camshaft*). Es una referencia a la disposición del (o los) árbol de levas.

- Cámara de combustión

La cámara de combustión es un cilindro, por lo general fijo, cerrado en un extremo y dentro del cual se desliza un pistón muy ajustado al cilindro. La posición hacia dentro y hacia fuera del pistón modifica el volumen que existe entre la cara interior del pistón y las paredes de la cámara. La cara exterior del pistón está unida por una biela al cigüeñal, que convierte en movimiento rotatorio el movimiento lineal del pistón. En los motores de varios cilindros, el cigüeñal tiene una posición de partida, llamada espiga de cigüeñal y conectada a cada eje, con lo que la energía producida por cada cilindro se aplica al cigüeñal en un punto determinado de la rotación. Los cigüeñales cuentan con pesados volantes y contrapesos cuya inercia reduce la irregularidad del movimiento del eje. Un motor alternativo puede tener de 1 a 28 cilindros.

- Sistema de alimentación

El sistema de alimentación de combustible de un motor Otto, consta de un depósito, una bomba de combustible y un dispositivo dosificador de combustible, que vaporiza o atomiza el combustible desde el estado líquido, en las proporciones correctas para poder ser quemado. Se llama carburador al dispositivo que hasta ahora venía siendo utilizado con este fin en los motores Otto.

Ahora los sistemas de inyección de combustible lo han sustituido por completo por motivos medioambientales. Su mayor precisión en la dosificación de combustible inyectado reduce las emisiones de CO<sub>2</sub> (dióxido de carbono), y asegura una mezcla más estable. En los motores diésel se dosifica el combustible gasoil de manera no proporcional al aire que entra, sino en función del mando de aceleración y el régimen del motor (mecanismo de regulación) mediante una bomba inyectora de combustible.



En los motores de varios cilindros, el combustible vaporizado se lleva los cilindros a través de un tubo ramificado llamado colector de admisión. La mayor parte de los motores cuenta con un colector de escape o de expulsión, que transporta fuera del vehículo y amortigua el ruido de los gases producidos en la combustión.

- Sistema de distribución

Cada cilindro toma el combustible y expulsa los gases a través de válvulas de cabezal o válvulas deslizantes. Un muelle mantiene cerradas las válvulas hasta que se abren en el momento adecuado, al actuar las levas de un árbol de levas rotatorio movido por el cigüeñal, estando el conjunto coordinado mediante la cadena o la correa de distribución. Ha habido otros diversos sistemas de distribución, entre ellos la distribución por camisa corredera (*sleeve-valve*).

- Encendido

Los motores necesitan una forma de iniciar la ignición del combustible dentro del cilindro. En los motores Otto, el sistema de ignición consiste en un componente llamado bobina de encendido, que es un autotransformador de alto voltaje al que está conectado un conmutador que interrumpe la corriente del primario para que se induzca un impulso eléctrico de alto voltaje en el secundario. Dicho impulso está sincronizado con la etapa de compresión de cada uno de los cilindros; el impulso se lleva al cilindro correspondiente (aquel que está comprimido en ese momento) utilizando un distribuidor rotativo y unos cables de grafito que dirigen la descarga de alto voltaje a la bujía. El dispositivo que produce la ignición es la bujía que, fijada en cada cilindro, dispone de dos electrodos separados unos milímetros, entre los cuales el impulso eléctrico produce una chispa que inflama el combustible.

Si la bobina está en mal estado se sobrecalienta; esto produce pérdida de energía, aminora la chispa de las bujías y causa fallos en el sistema de encendido del automóvil.

- Refrigeración

Dado que la combustión produce calor, todos los motores deben disponer de algún tipo de sistema de refrigeración. Algunos motores estacionarios de automóviles, de aviones y los motores fuera de borda se refrigeran con aire. Los cilindros de los motores que utilizan este sistema cuentan en el exterior con un conjunto de láminas de metal que emanan el calor producido dentro del cilindro. En otros motores se utiliza refrigeración por agua, lo que implica que los cilindros se encuentran dentro de una carcasa llena de agua que en los automóviles se hace circular mediante una bomba. El agua se refrigera al pasar por las láminas de un radiador.

Es importante que el líquido que se usa para enfriar el motor no sea agua común y corriente porque los motores de combustión trabajan regularmente a temperaturas más altas que la temperatura de ebullición del agua. Esto provoca una alta presión en el sistema de enfriamiento dando lugar a fallas en los empaques y sellos de agua, así como en el radiador; se usa un refrigerante, pues no hierve a la misma temperatura que el agua, sino a más alta temperatura, y tampoco se congela a temperaturas muy bajas. Otra razón por la cual se debe usar un refrigerante es que este no produce sarro ni sedimentos que se adhieran a las paredes del motor y del radiador, formando una capa aislante que disminuirá la capacidad de enfriamiento del sistema. En los motores navales se utiliza agua del mar para la refrigeración.

- Sistema de arranque

Al contrario que los motores y las turbinas de vapor, los motores de combustión interna no producen un par de fuerzas cuando arrancan (véase momento de fuerza), lo que implica que debe provocarse el movimiento del cigüeñal para que se pueda iniciar el ciclo. Los motores de automoción utilizan un motor eléctrico (el motor de arranque) conectado al cigüeñal por un embrague automático que se desacopla en cuanto arranca el motor. Por otro lado, algunos motores pequeños se arrancan a mano girando el cigüeñal con una cadena o tirando de una cuerda que se enrolla alrededor del volante del cigüeñal.

Otros sistemas de encendido de motores son los iniciadores de inercia, que aceleran el volante manualmente o con un motor eléctrico hasta que tiene la velocidad suficiente como para mover el cigüeñal. Ciertos motores grandes utilizan iniciadores explosivos que, mediante la explosión de un cartucho, mueven una turbina acoplada al motor y proporcionan el oxígeno necesario para alimentar las cámaras de combustión en los primeros movimientos. Los iniciadores de inercia y los explosivos se utilizan sobre todo para arrancar motores de aviones.

#### **1.4. Tipos de motores**

Son los siguientes:

##### **1.4.1. Motor convencional del tipo Otto**

El motor convencional del tipo Otto es de cuatro tiempos (4T), aunque en fuera borda y vehículos de dos ruedas hasta una cierta cilindrada se utilizó mucho el motor de dos tiempos (2T). El rendimiento térmico de los motores Otto modernos se ve limitado por varios factores, entre otros la pérdida de energía por

la fricción y la refrigeración. La termodinámica nos dice que el rendimiento de un motor alternativo depende en primera aproximación del grado de compresión. Esta relación suele ser de 8 a 1 o 10 a 1 en la mayoría de los motores Otto modernos.

Se pueden utilizar proporciones mayores, como de 12 a 1, aumentando así la eficiencia del motor, pero este diseño requiere la utilización de combustibles de alto índice de octano para evitar el fenómeno de la detonación, que puede producir graves daños en el motor. La eficiencia o rendimiento medio de un buen motor Otto es de un 20 a un 25 %, es decir, solo la cuarta parte de la energía calorífica se transforma en energía mecánica.

#### **1.4.2. Motores diésel**

En teoría, el ciclo diésel difiere del ciclo Otto en que la combustión tiene lugar en este último a volumen constante en lugar de producirse a una presión constante. La mayoría de los motores diésel son asimismo del ciclo de cuatro tiempos, salvo los de tamaño muy grande, ferroviario o marino, que son de dos tiempos. Las fases son diferentes de las de los motores de gasolina.

En la primera carrera, la de admisión, el pistón sale hacia fuera, y se absorbe aire hacia la cámara de combustión. En la segunda carrera, la fase de compresión, el pistón se acerca. El aire se comprime a una parte de su volumen original, lo cual hace que suba su temperatura hasta unos 850°C. Al final de la fase de compresión se inyecta el combustible a gran presión mediante la inyección de combustible, con lo que se atomiza dentro de la cámara de combustión, produciéndose la inflamación a causa de la alta temperatura del aire. En la tercera fase, la fase de trabajo, la combustión empuja el pistón hacia fuera, transmitiendo la fuerza longitudinal al cigüeñal a través de la biela, transformándose en fuerza de giro

para motor. La cuarta fase es, al igual que en los motores Otto, la fase de escape, cuando vuelve el pistón hacia dentro.

Algunos motores diésel utilizan un sistema auxiliar de ignición para encender el combustible al arrancar el motor y mientras alcanza la temperatura adecuada. La eficiencia y rendimiento (proporción de la energía del combustible que se transforma en trabajo y no se pierde como calor) de los motores diésel dependen de los mismos factores que los motores Otto, es decir de las presiones (y por tanto de las temperaturas) inicial y final de la fase de compresión. Por lo tanto, es mayor que en los motores de gasolina, llegando a superar el 40 % en los grandes motores de dos tiempos de propulsión naval.

Este valor se logra con un grado de compresión de 20 a 1 aproximadamente, contra 9 a 1 en los motores Otto. Por ello es necesaria una mayor robustez, y los motores diésel son, por lo general, más pesados que los motores Otto. Esta desventaja se compensa con el mayor rendimiento y el hecho de utilizar combustibles más baratos.

Los motores diésel grandes de 2T suelen ser motores lentos con velocidades de cigüeñal de 100 a 750 revoluciones por minuto (rpm o r/min), mientras que los motores de 4T trabajan hasta 2 500 rpm (camiones y autobuses) y 5 000 rpm. (Automóviles).

#### **1.4.3. Motor de dos tiempos**

Con un diseño adecuado puede conseguirse que un motor Otto o diésel funcione a dos tiempos, con un tiempo de potencia cada dos fases en lugar de cada cuatro fases. La eficiencia de este tipo de motores es menor que la de los motores de cuatro tiempos, pero al necesitar solo dos tiempos para realizar un

ciclo completo, producen más potencia que un motor de cuatro tiempos del mismo tamaño.

El principio general del motor de dos tiempos es la reducción de la duración de los períodos de absorción de combustible y de expulsión de gases a una parte mínima de uno de los tiempos, en lugar de que cada operación requiera un tiempo completo. El diseño más simple de motor de dos tiempos utiliza, en lugar de válvulas de cabezal, las válvulas deslizantes u orificios (que quedan expuestos al desplazarse el pistón hacia atrás). En los motores de dos tiempos, la mezcla de combustible y aire entra en el cilindro a través del orificio de aspiración cuando el pistón está en la posición más alejada del cabezal del cilindro.

La primera fase es la compresión, en la que se enciende la carga de mezcla cuando el pistón llega al final de la fase. A continuación, el pistón se desplaza hacia atrás en la fase de explosión, abriendo el orificio de expulsión y permitiendo que los gases salgan de la cámara.

#### **1.4.4. Motor Wankel**

En la década de 1950, el ingeniero alemán Félix Wankel completó el desarrollo de un motor de combustión interna con un diseño revolucionario, actualmente conocido como “Motor *Wankel*”. Utiliza un rotor triangular-lobular dentro de una cámara ovalada, en lugar de un pistón y un cilindro.

La mezcla de combustible y aire es absorbida a través de un orificio de aspiración y queda atrapada entre una de las caras del rotor y la pared de la cámara. La rotación del rotor comprime la mezcla, que se enciende con una bujía. Los gases se expulsan a través de un orificio de expulsión con el movimiento del

rotor. El ciclo tiene lugar una vez en cada una de las caras del rotor, produciendo tres fases de potencia en cada giro.

El motor de *Wankel* es compacto y ligero en comparación con los motores de pistones, por lo que ganó importancia durante la crisis del petróleo en las décadas de 1970 y 1980. Además, funciona casi sin vibraciones y su sencillez mecánica permite una fabricación barata. No requiere mucha refrigeración, y su centro de gravedad bajo aumenta la seguridad en la conducción. No obstante, salvo algunos ejemplos prácticos como algunos vehículos Mazda, ha tenido problemas de durabilidad.

#### **1.4.5. Motor de carga estratificada**

Una variante del motor de encendido con bujías es el motor de carga estratificada, diseñado para reducir las emisiones sin necesidad de un sistema de recirculación de los gases resultantes de la combustión y sin utilizar un catalizador.

La clave de este diseño es una cámara de combustión doble dentro de cada cilindro, con una antecámara que contiene una mezcla rica de combustible y aire, mientras la cámara principal contiene una mezcla pobre. La bujía enciende la mezcla rica, que a su vez enciende la de la cámara principal. La temperatura máxima que se alcanza es suficientemente baja como para impedir la formación de óxidos de nitrógeno, mientras que la temperatura media es la suficiente para limitar las emisiones de monóxido de carbono e hidrocarburos.

#### **1.5. Disposición del motor**

Existen varias formas de diseño, construcción y disposición del motor de combustión interna:

### 1.5.1. Disposición de los cilindros

- En V

Otra disposición es el motor en V. En este los cilindros se agrupan en dos *bancadas* o *filas* de cilindros formando una letra V, que convergen en el mismo cigüeñal. En estos motores el aire de admisión es succionado por dentro de la V y los gases de escape expulsados por los laterales L y R. Se usa en motores a partir de cinco cilindros, sobre todo en automóviles de tracción delantera, ya que acorta la longitud del motor a la mitad. La apertura de la V varía desde 54° o 60° hasta 90° o 110°, aunque las más habituales son 90° y 60°. El motor VR6 de Volkswagen es un V6 de apenas 15° de apertura, que permite reducir ligeramente la longitud del motor (en disposición transversal). Los motores con disposición en V más comunes son los siguientes:

- V6
- V8
- V10
- V12

- En Línea (L)

El motor en línea (L) normalmente está disponible en configuraciones de 4 a 8 cilindros. El motor en línea es uno con todos los cilindros alineados en una misma fila, sin desplazamientos.



- Cilindros en oposición

Existen tres tipos diferentes de motores con cilindros en oposición, comúnmente referidos al término en inglés *flat-cylinder engine* (motor de cilindro plano):

- 1. el motor bóxer
- 2. la V de 180°
- 3. el motor de cilindros horizontalmente opuestos

Erróneamente se tiende a hablar indistintamente de estos tres tipos de motor con cilindros en oposición o a confundirlos entre sí. En Alemania, el término *bóxer motor* es un grupo en el que el *motor bóxer* y el motor con V en 180° se toman como una misma disposición. El motor bóxer es el utilizado en los Volkswagen Escarabajo, Volkswagen *Kombi*, el Porsche 911, y es muy usado actualmente por Subaru (en el Impreza, *Legacy*, entre otros) y tienen por lo general entre 4 y 6 cilindros.

El motor en V de 180°, de configuración muy similar al motor *boxer*, es usado por algunas ediciones especiales de Ferrari y Alfa Romeo. La diferencia básica consiste en que, ocasionalmente, los motores en V en 180° no usan un muñón largo como en el *Boxer*, sino que las bielas comparten la misma posición en el cigüeñal, haciendo que mientras un pistón se acerca al cigüeñal el otro se aleje, contrario a lo que sucede en el *Boxer* en el que los pistones se alejan y acercan al mismo tiempo. El V de 180° se usa en motores de más de 8 cilindros donde ha resultado más efectivo, mientras que el *Boxer* se usa en pares con menos de 6 cilindros y por ello se han asociado mutuamente como un mismo tipo de disposición. El motor de cilindros horizontalmente opuestos es otro nombre para *Boxer*.

La ventaja de estos tres tipos de motores con cilindros en oposición es que tienen una altura menor y el centro de gravedad más bajo que el de sus pares en línea y en "V". Tienen una disposición más compacta y sus elementos, al ser de menor longitud, garantizan mayor estabilidad. La principal desventaja de los motores *boxer* es su mayor costo de desarrollo y fabricación, porque necesitan mayor cantidad de piezas. Los motores *Boxer* presentan vibraciones menores a los motores en línea, ya que el centro de masa permanece invariable a través de una revolución del motor; solo los momentos de segundo orden se mueven al girar el volante. Los motores *Boxer* se han montado en motocicletas además de en autos. Se han montado en toda la saga de motocicletas BMW, tanto de *trail* como carretera y deportivas. Estos son motores cilíndricos de *Boxer* que superan el litro de cilindrada.

Mientras tanto, y de forma menos exclusiva, los motores de cilindros horizontalmente opuestos se han usado desde finales de los años treinta en miles de aeronaves pequeñas, y han sufrido ligeras mejoras, al igual que todos los motores a pistón, tales como el sistema de inyección, o los cada vez más eficientes sistemas de sobrealimentación. Sin embargo, son motores que presentan una configuración de válvulas en la culata (OHV) y una relativa baja compresión (usualmente 6.6:1), en comparación con motores de automoción modernos, ya que son usados bajo otro tipo de condiciones; así mismo, no se han producido motores de aviación que tengan turbo cargador de geometría variable, como se viene desarrollando desde mediados de la década de los ochentas para automóviles, y el ciclo diésel en estos motores se encuentra en fase experimental.

- Forma radial o en estrella

En este grupo se encuentran dos tipos de motores, ambos con disposición radial de los cilindros: los motores de tipo radial y los motores de tipo rotativo,

utilizados ambos principalmente en los motores de aviación y como motores estáticos. La diferencia entre ambos consiste en que los motores de tipo radial mantienen el bloque fijo, girando el cigüeñal en su interior, mientras que, en los de tipo rotativo, el cigüeñal permanece fijo y es el bloque entero el que gira.

- Forma de H

También se encuentra la disposición en H, la cual es una especie de hibridación de dos motores con cilindros en oposición con el uso de dos cigüeñales, quedando una bancada por encima de la otra, que generan potencia para un solo eje de transmisión intermedio entre los dos cigüeñales.

- Forma de W

Otra disposición es en W, que es una especie de doble V combinada en tres o cuatro bancadas de cilindros y un cigüeñal. Datan de la década de 1920 y son usadas en algunos vehículos modernos del Grupo Volkswagen, como el Audi A8, el Volkswagen *Touareg* o el Volkswagen *Phaeton*.

### **1.5.2. Orientación del motor**

La orientación puede ser longitudinal o transversal, es decir que el eje del motor está colocado a lo largo o a lo ancho del sentido de circulación del automóvil, respectivamente. A principios del siglo XX, la orientación habitual era longitudinal, ya que la tracción se enviaba del motor delantero al eje trasero, mediante un eje cardán dispuesto de forma longitudinal. Esta disposición se mantuvo hasta cuando empezó a generalizarse la tracción delantera. Sin embargo, los automóviles de lujo y todo terreno suelen seguir utilizando motor longitudinal.

El motor transversal permitió, entre otras cosas, al Mini ahorrar bastante espacio en favor de los ocupantes y esta disposición es la más habitual hoy en día, en los vehículos "todo adelante" (tracción y motor delanteros); esto permite que el habitáculo se encuentre en una posición más baja y cómoda al acceso, y también permite que el piso no se vea afectado por el espacio que ocupa el cardán de transmisión. La orientación transversal también se usa en automóviles con motor y tracción trasera, aunque menos habitualmente, ya que la ganancia de espacio no es tan importante en un automóvil de esas características (que suele ser deportivo). En los automóviles con tracción a las cuatro ruedas, se usa un motor longitudinal y la tracción del eje delantero parte del eje de distribución o cardán, o se deriva un eje transmisor desde el eje delantero al trasero cuando se usa un motor transversal.

- Posición
  - Delantera

La posición del motor más habitual es al frente, lo que se conoce como motor delantero. Esta posición aprovecha mejor el espacio para pasajeros, ya que el giro de las ruedas restaría espacio si el maletero estuviese delante. Además, permite una mejor refrigeración del motor, porque puede recibir el viento cuando avanza.

- Trasera

Los motores traseros se utilizan en automóviles deportivos, debido a que la tracción mejora al cargar más peso sobre las ruedas motrices. Habitualmente hay que incorporar aberturas laterales para la refrigeración del motor.

- Central

Si el motor está entre los ejes delantero y trasero, su posición es central. Más precisamente, un motor central delantero se ubica por detrás del eje delantero y adelante del habitáculo, y un motor central trasero está detrás del habitáculo y por delante del eje trasero. La disposición central del motor permite un reparto más equilibrado de masa entre los dos ejes, lo que requiere menor inercia para empezar y dejar de girar. Por eso se utiliza especialmente en automóviles de carreras. La disposición central no es absolutamente central; lo que se intenta es que el motor esté entre los ejes, alargando el morro en los central-delanteros, o colocando el motor delante del eje trasero en los central-traseros.

## **1.6. Motor de reacción**

La propulsión a chorro comenzó con la invención del cohete por los chinos en el siglo XI. El sistema de propulsión del cohete fue utilizado inicialmente para crear fuegos artificiales, pero gradualmente progresó para crear algunos tipos de armas, aunque su tecnología no progresó durante siglos.

El problema era que esos cohetes eran demasiado ineficaces para ser útiles en la aviación general. Durante los años treinta, el motor de combustión interna en sus diferentes formas (radial estático y rotatorio, refrigerados por aire y líquido) era el único tipo de planta motriz disponible para los diseñadores aeronáuticos. Sin embargo, los ingenieros empezaron a comprender que el motor de pistones estaba limitado en términos del máximo rendimiento que podía alcanzar; el límite era esencialmente el de la eficiencia de la hélice. Ésta alcanzaba su máximo cuando las puntas de las palas se aproximaban a la velocidad del sonido.

Si el rendimiento del motor, y por tanto del avión, se quería incrementar para superar esta barrera, se debía encontrar un nuevo modo para mejorar radicalmente el diseño del motor de pistones, o se necesitaba desarrollar un nuevo tipo de planta propulsora. Esto fue el motivo para el desarrollo del motor de reacción. Los primeros intentos de reactores fueron diseños híbridos en los que una fuente de energía externa aportaba la compresión.

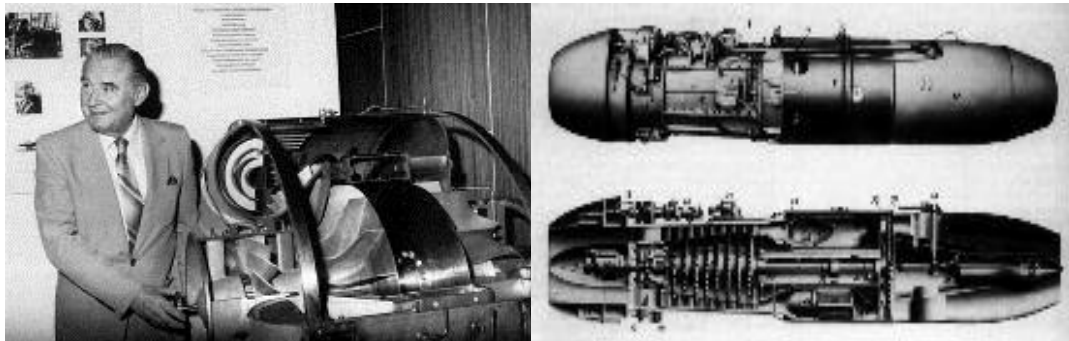
En este sistema, denominado termorreactor por Secondo Campini, el aire era primero comprimido por una hélice movida por un motor de pistones convencional, luego se mezclaba con el combustible y ardía para crear el empuje. Ejemplos de este tipo de diseño fueron el Coanda-1910 de Henri Coanda, posteriormente el Caproni Campini N.1 o CC.2 y el motor Tsu-11 japonés, para impulsar en los aviones kamikaze Ohka a finales de la Segunda Guerra Mundial. Ninguno era completamente eficiente, y el Caproni Campini N.1 incluso era más lento que su diseño tradicional con motor de pistones y hélice.

La clave para un reactor útil fue la turbina de gas, utilizada para extraer energía para impulsar el compresor desde el propio motor. La turbina de gas no era una idea nueva: la patente para una turbina estacionaria fue otorgada a John Barber en Inglaterra en 1791. La primera turbina de gas que funcionó de forma auto sostenida exitosamente fue construida en 1903 por el ingeniero noruego Egidius Elling. Las primeras patentes para la propulsión a chorro fueron otorgadas en 1917. Las limitaciones en el diseño y en la metalurgia impidieron que estos tipos de motores fuesen fabricados. Los principales problemas eran la seguridad, la fiabilidad, el peso y, especialmente, el funcionamiento continuo.

En 1929, el aprendiz Frank Whittle envió formalmente sus ideas para un turbo reactor a sus superiores. El 16 de enero de 1930, en Inglaterra, Whittle pidió su primera patente (otorgada en 1932).

La patente mostraba un compresor axial de dos etapas alimentando a un compresor centrífugo de un único lado. Whittle posteriormente se concentró en un compresor centrífugo más simple por varias razones prácticas. En 1935, Hans von Ohain comenzó a trabajar en un diseño similar en Alemania, aparentemente sin estar informado del trabajo de Whittle, quien tuvo su primer motor listo en abril de 1937. Estaba alimentado por combustible líquido e incluía una bomba auto contenida. El motor de Von Ohain, con cinco meses de retraso respecto al de Whittle, utilizaba gas que se proporcionaba bajo una presión externa, por tanto no era auto contenido. El equipo de Whittle experimentó casi un fracaso cuando el motor no se pudo parar, incluso después de cortar el combustible. El combustible se había filtrado en el motor y se acumuló, por lo que el motor no se pararía hasta que se quemase todo el combustible.

Figura 2. **Von Ohain. Padre del motor de propulsión a gas**

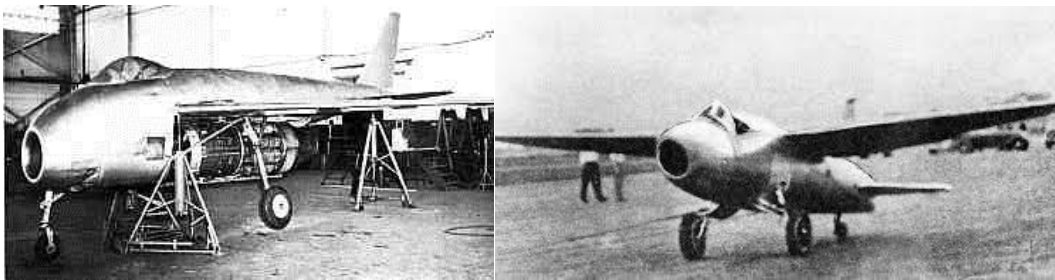


Fuente: MARTÍNEZ CABEZA, Juan Alberto. *Descubrir los motores de aviación*. p. 33.

Ohain contactó con Ernst Heinkel, uno de los principales industriales de aviación de la época, que vio las posibilidades del nuevo diseño. Heinkel había comprado recientemente la compañía de motores Hirth, y Ohain y su maquinista jefe, Max Hahn, fueron asignados como una nueva división de la compañía Hirth. Su primer motor, el HeS 1, comenzó a funcionar en septiembre de 1937. A diferencia del diseño de Whittle, Ohain utilizó hidrógeno como combustible, proporcionado bajo presión externa.

Los siguientes diseños culminaron en el motor alimentado por gasolina HeS 3 de 5 kN, que fue utilizado para equipar en un He 178 y voló por primera vez el 27 de agosto de 1939 por Erich Warsitz en el aeródromo de Marienehe. El He 178 se convirtió en el primer avión de reacción.

Figura 3. **Primer avión a reacción He 178**



Fuente: MARTÍNEZ CABEZA, Juan Alberto. *Descubrir los motores de aviación*. p.34.

En esos momentos, el motor de Whittle comenzó a ser útil y su *Power Jets* Ltd. empezó a recibir dinero del Ministerio del Aire. En 1941, una versión del motor denominado W.1 con una potencia de 4 kN fue utilizada en el avión *Gloster* E28/39, especialmente construido para el motor, y realizó su primer vuelo el 15 de mayo de 1941.

#### **1.6.1. Motor en un avión (A320 de Clickair)**

Un problema con los primeros diseños, que se denominaban motores de flujo centrífugo, era que el compresor trabajaba lanzando (acelerando) el aire desde la entrada de aire central a la periferia del motor, donde el aire era comprimido, convirtiendo su velocidad en presión. Una ventaja de este diseño fue que ya era bien conocido, siendo implementado en súper compresores centrífugos. Sin embargo, dadas las limitaciones tecnológicas, el compresor necesitaba ser de un gran diámetro para producir la potencia requerida.



El austriaco Anselm Franz, de la división de motores de Junkers (Junkers Motoren o Jumo) solucionó estos problemas con la introducción del compresor de flujo axial, que era esencialmente una turbina en reversa. El aire venía del frente del motor y era impulsado hacia la parte posterior por una etapa de hélices, donde chocaba contra un grupo de hélices que no rotaban.

El proceso no se acercaba en potencia al del compresor centrífugo, por lo que se añadía varios grupos de hélices para conseguir la compresión necesaria. Incluso con toda la complejidad añadida, el motor era de un diámetro mucho menor. Jumo fue asignado para el siguiente motor y el resultado fue el Jumo 004.

Tras algunos problemas menores, la producción en serie de este motor comenzó en 1944 como planta motriz para el primer caza a reacción, el Messerschmitt Me 262 (y posteriormente el primer bombardero reactor, el Arado Ar 234). Tras la Segunda Guerra Mundial, los aliados estudiaron el Me 262 y su tecnología contribuyó a los primeros cazas a reacción estadounidenses y soviéticos.

Los motores de flujo centrífugo han sido mejorados desde su introducción. Con las mejoras en la tecnología de rodamientos, la velocidad de los ejes ha aumentado, reduciendo en importancia el diámetro del compresor. Una longitud menor del motor permanece siendo una ventaja de este diseño. Además, sus componentes son robustos, mientras que los motores de flujo axial son más propensos a ser dañados por objetos externos.

- Diseño

El impulso de movimiento de un motor es igual a la masa de aire multiplicado por la velocidad con la que el motor expulsa esa masa:

$$I = m c$$

Donde  $m$  es la masa de aire y  $c$  la velocidad de expulsión. Se puede considerar que un avión vuela a mayor velocidad si emite la masa de aire con una velocidad de expulsión mayor o si emite más cantidad de aire por segundo a la misma velocidad. Sin embargo, cuando el avión vuela con cierta velocidad  $v$ , el aire se mueve junto a él, creando una resistencia en la entrada de aire.

La mayoría de los motores de reacción tienen una entrada de aire, que proporciona la mayor parte del gas que saldrá por la tobera. Los motores de cohete, sin embargo, no tienen una entrada de aire, llevando en su estructura tanto el oxidante como el combustible. Por tanto, los motores de cohete no tienen una resistencia, el empuje en bruto de la tobera es el empuje neto del motor. A consecuencia de esto, las características de empuje de un motor de cohete son diferentes a las de los motores de reacción de toma de aire.

El reactor de toma de aire sólo es útil si la velocidad del gas que va hacia el motor,  $c$ , es mayor que la velocidad del avión,  $v$ . El empuje neto del motor es igual al que sería si el gas fuese expulsado a una velocidad de  $c-v$ . El momento sería igual a:

$$S = m (c-v)$$

El turbopropulsor tiene un ventilador que toma y acelera una gran masa de aire, aunque sigue limitado a la velocidad de cualquier avión de hélice convencional. Cuando el avión supera en velocidad ese límite, las hélices no proporcionan ningún empuje ( $c-v < 0$ ).

Los turborreactores y otros motores similares aceleran una cantidad de masa de aire menor, pero emite esa masa a velocidades más altas con una tobera de Laval. Esta es la razón por la que pueden soportar velocidades supersónicas y mayores. Por otra parte, la eficiencia energética es mayor cuando el motor expulsa tanta masa de aire posible a esa velocidad, comparable a la velocidad del avión.

El turbofán de paso bajo tiene la mezcla de dos flujos de aire, cada uno con diferentes velocidades,  $c_1$  y  $c_2$ , y con masas  $m_1$  y  $m_2$ , respectivamente. El empuje de este tipo de motor es:

$$S = m_1(c_1 - v) + m_2(c_2 - v)$$

Estos tipos de motores son eficientes a velocidades bajas, menores que la de reactores puros, pero mayores que las de turbo eje y hélices en general. Por ejemplo, a 10 km de altitud, el turbo eje es más efectivo a velocidades de Mach 0.4, el turbo fan de paso bajo es más efectivo a velocidades de Mach 0.75 y los reactores cuando se aproximan a Mach 1, la velocidad del sonido.

Los motores de cohete se ajustan mejor a altas velocidades y altitudes. A una velocidad dada, la eficiencia y empuje de un motor de cohete mejora ligeramente con el incremento de altitud, donde un turborreactor o turbofán disminuye su empuje neto debido a la menor densidad de la masa de aire que entra en su toma.

### **1.6.2. Motor turborreactor**

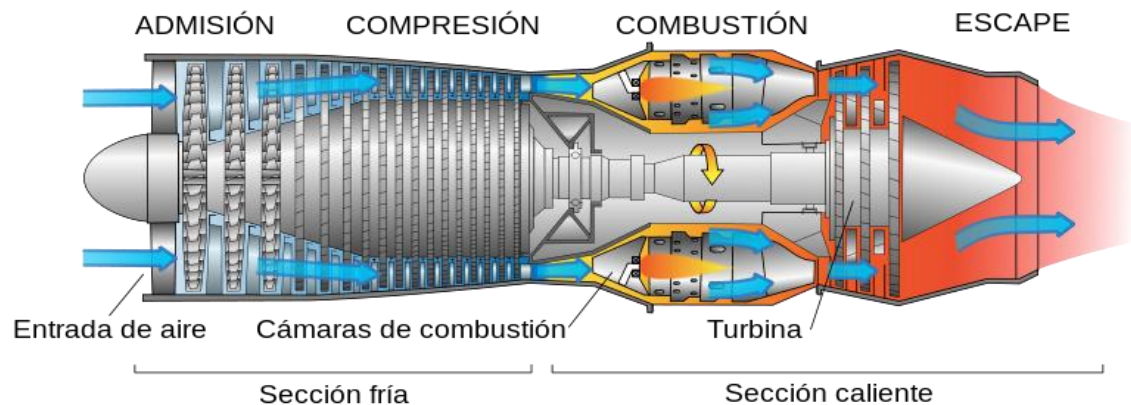
Un motor de turborreactor es un tipo de motor de combustión interna utilizado a menudo para impulsar una aeronave. El aire es arrastrado a un compresor rotatorio a través de la toma de aire y es comprimido, durante varias etapas

sucesivas, a alta presión antes de entrar en la cámara de combustión. El combustible es mezclado con el aire comprimido e inflamado.

Este proceso de combustión aumenta considerablemente la temperatura del gas. El resultado de la combustión sale para expandirse a través de la turbina, donde se extrae la energía para mover el compresor. Aunque este proceso de expansión reduce tanto la temperatura como la presión del gas, estos se mantienen generalmente superiores a los del medio.

El flujo de gas de salida de la turbina se expande a la presión ambiental a través de una tobera de propulsión, produciendo un chorro a altas velocidades. Si la velocidad de este chorro de gases supera a la velocidad del avión, entonces hay un empuje neto hacia delante.

Figura 4. **Motor turborreactor**



Fuente: VALLBONA Ernest. *Motor de Turbina*. P. 54.

Bajo condiciones normales, la acción de bomba del compresor asegura cualquier retroceso del flujo, consiguiendo así un proceso continuo en el motor. De hecho, el proceso completo es similar al ciclo de cuatro tiempos, pero donde la admisión, compresión, ignición, expansión y salida se realizan simultáneamente,

pero en distintas secciones del motor. La eficiencia de un motor de reacción depende fuertemente de la relación de presiones y la temperatura de la turbina.

Comparando el turbo reactor con el motor convencional a hélice, el primero toma una cantidad relativamente pequeña de masa de aire y la acelera considerablemente, mientras que una hélice utiliza una masa de aire grande y la acelera sólo una pequeña parte. La salida de gases a altas velocidades de un turbo reactor lo hace eficaz a velocidades altas, especialmente a las supersónicas, y a altitudes elevadas. En aviones más lentos y aquellos que solo realicen vuelos cortos, una turbina de gas propulsada por una hélice, conocida como turbopropulsor, es más común y eficiente.

El diseño de turbo reactor más simple es de una sola bobina, en el que un único eje conecta la turbina al compresor. Los diseños con relaciones de presión más altas suelen tener dos ejes concéntricos, mejorando la estabilidad del compresor. El eje de alta presión conecta el compresor y la turbina de alta presión. Esta bobina externa de alta presión, con la cámara de combustión, forma el núcleo o generador del motor. El eje interno conecta el compresor de baja presión con la turbina de baja presión. Ambas bobinas pueden funcionar libremente para conseguir velocidades óptimas, como en aviones supersónicos como el Concorde.

### **1.6.3. Motor turbofan**

La mayoría de los motores de reacción modernos son realmente turbofan, también llamados turboventiladores, donde un compresor de baja presión actúa como un ventilador (fan, en inglés), proporcionando aire comprimido no solo al núcleo del motor, sino a un conducto de derivación. El flujo de aire derivado bien pasa a una tobera fría separada o se mezcla con los gases de salida de la turbina de baja presión, antes de expandirse a través de una tobera de flujo mixto.

Figura 5. **Turboalimentadores o turbofan Airbus A320**



Fuente: *Plan de crecimiento de Turbofan engranado de Pratt & Whitney*. <<http://aviationweek.com/awin/pratt-whitney-s-geared-turbofan-growth-plan>>. Consulta: Junio 2014.

Los motores turbofan civiles tienen un empuje específico bajo (empuje neto dividido por el flujo de aire), para mantener el ruido del motor bajo y mejorar la eficiencia en el combustible. En consecuencia, la relación de derivación (flujo de derivación dividido por el flujo del núcleo) suele ser alta, entre 4:1 y 8:1. Solo se necesita una única fase de ventilador debido a que el bajo empuje específico implica una relación de presión del ventilador baja. En los turbofan militares, sin embargo, el empuje específico es alto, para aumentar el empuje dado en una zona, aumentando también el ruido del motor. Generalmente se necesitan varias etapas de ventiladores para alcanzar una alta presión. En consecuencia, la relación de derivación suele ser baja. Los componentes principales de un motor de reacción son similares en los diferentes tipos de motor, aunque no todos los tipos contienen todos los componentes. Las principales partes incluyen:

- Entrada o toma de aire

Para aviones subsónicos, la entrada de aire hacia el motor de reacción no presenta dificultades especiales, y consiste esencialmente en una apertura que está diseñada para reducir la resistencia como cualquier otro elemento del avión. Sin embargo, el aire que alcanza al compresor de un reactor normal debe viajar a una velocidad inferior a la del sonido, incluso en aviones supersónicos, para mantener una mecánica fluida en el compresor y los álabes de la turbina. A velocidades supersónicas, las ondas de choque que se forman en la entrada de aire reducen la presión en el compresor. Algunas entradas de aire supersónicas utilizan sistemas, como un cono o rampa, para incrementar la presión y hacerla más eficiente frente a las ondas de choque.

Figura 6. **Entrada de aire del Motor V2500**

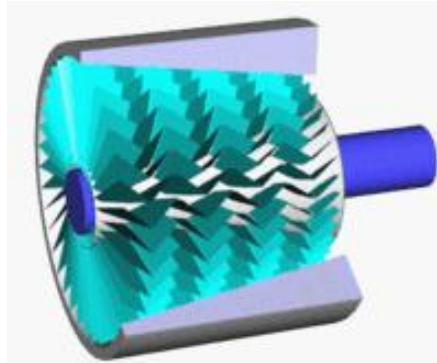


Fuente: *Entrada de aire del Motor V2500*. <<https://pl.dreamstime.com/zdjcie-stock-samolot-turbina-image24739410>>. Consulta: Junio 2014.

- **Compresor o ventilador**

El compresor está compuesto de varias etapas. Cada etapa consiste en álabes que rotan y estatores que permanecen estacionarios. El aire pasa a través del compresor, incrementando su presión y temperatura. La energía se deriva de la turbina que pasa por el rotor.

Figura 7. **Conjunto de alabes del compresor**

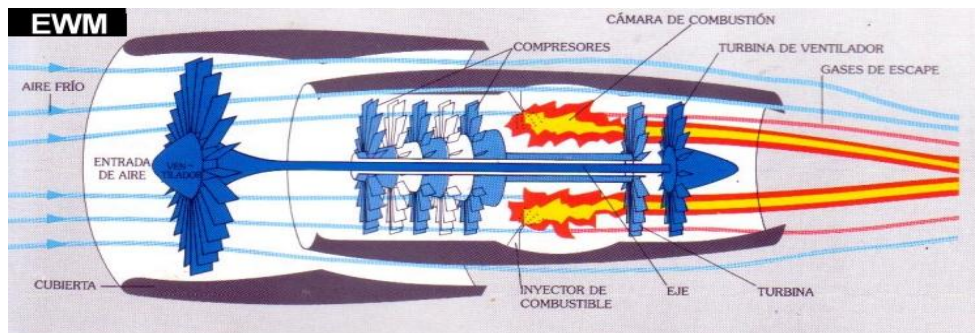


Fuente: *Conjunto de alabes del compresor*. <<https://www.ovguide.com/compressor-stall-9202a8c04000641f8000000000574db8>>. Consulta: Junio 2014.

- Eje

Transporta energía desde la turbina al compresor y funciona a lo largo del motor. Puede haber hasta tres rotores concéntricos, girando a velocidades independientes, funcionando en sendos grupos de turbinas y compresores.

Figura 8. **Turbina seccionada, vista del comportamiento de aire**



Fuente: *Turbina seccionada*. <<http://www.alasewm.com.ar/reactorewm.htm>>. Consulta: Junio 2014.



- Cámara de combustión

Es el lugar donde se quema continuamente el combustible en el aire comprimido.

- Turbina

Actuando como un molino de viento, extrae la energía de los gases calientes producidos en la cámara de combustión. Esta energía es utilizada para mover el compresor a través del rotor, ventiladores de derivación y hélices, o incluso convertir la energía para utilizarla en otro lugar a través de una caja de accesorios con distintas salidas. El aire relativamente frío puede ser utilizado para refrigerar la cámara de combustión y los álabes de la turbina e impedir que se fundan.

- Postcombustor

Utilizado principalmente en aviones militares, produce un empuje adicional quemando combustible en la zona de la tobera, generalmente de forma ineficiente, para aumentar la temperatura de entrada de la tobera.

- Tobera o salida

Los gases calientes dejan el motor hacia la atmósfera a través de una tobera, cuyo objetivo es producir un aumento de la velocidad de estos gases. En la mayoría de los casos, la tobera es convergente o de área de flujo fija.

- Tobera supersónica

Si la relación de presión de la tobera (la división entre presión de entrada de la tobera y la presión ambiente) es muy alta, para maximizar el empuje puede ser eficaz, a pesar del incremento de peso, utilizar una tobera convergente-divergente o de Laval. Este tipo de tobera es inicialmente convergente, pero más allá de la garganta (la zona más estrecha), empieza a incrementar su área en la parte divergente. La optimización de un motor depende de muchos factores, incluyendo el diseño de la toma de aire, el tamaño total, el número de etapas del compresor, el tipo de combustible, el número de etapas de salida, los materiales de los componentes, la cantidad de aire derivada en los casos donde se haga uso de derivación de aire, entre otros.

#### **1.6.4. Diseños avanzados**

- Turborreactor/estatorreactor combinado J-58

Los motores Pratt & Whitney J58 del SR-71 eran un diseño inusual, se podía transformar en el vuelo desde un turborreactor a un estatorreactor asistido por el compresor. A velocidades altas (superior a Mach 2,4), el motor utilizaba entradas de aire de geometría variable, para dirigir el exceso de aire a seis conductos de derivación desde la cuarta etapa del compresor hacia el posquemador. El 80 % del empuje del SR-71 a estas velocidades se obtenía de esta manera, aumentando el empuje específico entre un 10 y 15 % y permitiendo el uso continuo a Mach 3,2.

Figura 9. **Motor Pratt & Whitney J58 del SR-71**



Fuente: *J58 Avión SR-71*. <<https://fas.org/irp/program/collect/sr-71.htm>>. Consulta: Junio 2014.

- Turborreactores prerrefrigerados

Los motores que necesitan funcionar a velocidades hipersónicas bajas pueden teóricamente tener un rendimiento más alto si el intercambiador de calor es utilizado para enfriar el aire entrante.

La temperatura baja permite utilizar materiales más ligeros e inyectar más combustible. Esta idea se convirtió en diseños como SABRE, que permitiría el vuelo orbital en una etapa, y ATREX, que puede utilizar los motores como impulsores para vehículos espaciales. Esto ocurre de forma parecida a como lo hace un cohete en el momento de disparo. Una fuerza de 10g aumenta y el empuje es linealmente acelerante.

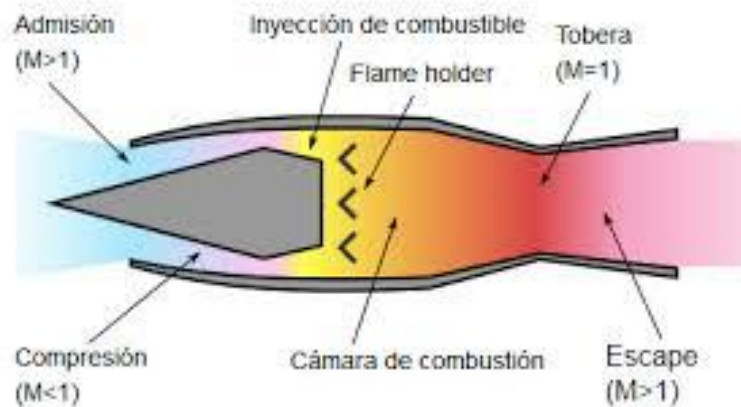
- Estatorreactor nuclear

El Proyecto Pluto era un estatorreactor nuclear diseñado para impulsar un misil de crucero. En lugar de quemar combustible como los motores de reacción normales, el aire era calentado utilizando un reactor nuclear de alta temperatura.

Esto elevaba el impulso específico del motor y se predecía que el estatorreactor podía volar durante meses a velocidades supersónicas.

Sin embargo, la mayor desventaja es que no había un modo obvio de detener el motor una vez que se ponía en funcionamiento. Además, debido a que el reactor no estaba protegido, era peligroso estar en o alrededor de la trayectoria de vuelo del vehículo, aunque la salida de gases no era radiactiva.

Figura 10. **Estatorreactor nuclear para vuelos supersónicos**



Fuente: JIMENEZ GAVILÁN Francisco. *Departamento de Ingeniería Aeroespacial*. P. 40.

- Scramjets

Los *scramjets* o estatorreactores supersónicos son la evolución del estatorreactor que permite funcionar a mayores velocidades. Comparte una estructura similar con el estatorreactor, siendo básicamente un tubo que comprime el aire sin partes móviles. Sin embargo, en los *scramjets* el flujo de aire es supersónico a través de todo el motor, sin la necesidad de utilizar los difusores de los estatorreactores para mantener la velocidad del aire subsónica.

Los *scramjets* empiezan a funcionar a velocidades de Mach 4 y tienen una velocidad máxima teórica de Mach 17. Los principales problemas de los *scramjets* son los relacionados con la refrigeración, debido al calentamiento a altas velocidades.

#### **1.6.5. Motor de compresión dinámica**

La mayoría de los pulsorreactores suelen tener la misma estructura y, por lo tanto, suelen tener también el mismo número de componentes. Estos son los más habituales:

- Difusor
  - Cabeza
  - Margarita
  - Asiento de la margarita
  - Tobera
- 
- Difusor

El difusor controla la cantidad que entra de combustible y, por lo tanto, la mezcla de aire/combustible. También actúa como un atomizador de esta mezcla dentro de la cabeza del pulso. Puede tener entre dos y doce agujeros por los que sale el combustible.

Estos agujeros estarán alrededor del difusor en un lugar preciso y con un diámetro especial que hará que la mezcla atomizada sea la correcta.

- Cabeza

La cabeza es simplemente un tubo con forma interior de venturi, que tiene una abertura frontal y que se abre en unas 10 aberturas.

Estas desembocan en la cámara de combustión y están cubiertas por la margarita.

- Margarita

La margarita se suele hacer con chapa de acero templado de 0,10/0,15mm. Es la pieza más importante del conjunto del motor. Su espesor se haya probado diferentes espesores, aunque suelen funcionar los anteriormente citados. Si se compra un pulso comercial no debería haber problemas en conseguir margaritas nuevas, pero si el motor ya es antiguo, o es de fabricación propia, habrá que construirlas.

- Asiento de la margarita

Va colocado justo por detrás de la margarita. Tiene una forma semi curva y su misión es la de limitar el desplazamiento de la margarita cuando esta se abre, evitando que se rompa. Tiene una gran importancia en la frecuencia de la margarita.

- La tobera

Es un tubo ensanchado en uno de sus extremos para formar la cámara de combustión. Generalmente se suele instalar una bujía en la cámara de combustión, aunque hoy en día ya no se suele instalar.

La longitud de la tobera se ha calculado generalmente por el método de prueba y error, para que sea resonante a la misma frecuencia que la margarita. Su longitud es crítica.

#### **1.6.6. Funcionamiento**

Para poner en funcionamiento el motor se utiliza un generador de chispas que alimentan la bujía, y aire comprimido proveniente de un compresor o de una botella de aire comprimido. El combustible llega al difusor, succionado por el paso del aire comprimido. Este aire, al pasar por la cabeza, crea el llamado efecto *Venturi*, que lo que hace es succionar el combustible.

La mezcla de aire-combustible al ir a gran velocidad, abre los pétalos de la margarita y se introduce en la cámara de combustión. Las chispas de la bujía hacen que esta mezcla arda provocando una fuerte explosión.

Esta explosión aumenta mucho la presión interna de la cámara de combustión, y provoca el cierre inmediato de los pétalos de la margarita. Los gases se expanden y salen por el único sitio que pueden: por la tobera.

Al salir todos los gases por la tobera, se crea en el interior de esta y de la cámara de combustión, un vacío que hace que los pétalos de la margarita se abran de nuevo, entrando una nueva mezcla de aire-combustible, iniciándose de nuevo el proceso. Hay que destacar que esta nueva mezcla combustible no necesita la bujía para arder, sino que arderá gracias a los restos de combustible y a las altas temperaturas en el interior de la cámara de combustión.

Este proceso se repite con una frecuencia de unas 230 veces por segundo, aunque esto dependerá del diseño del motor. A mayor tamaño, menor frecuencia, y a menor tamaño, mayor frecuencia.

Este ciclo es lo que provoca ese ruido tan característico de este tipo de motores, que no es continuo como en una turbina o cohete, sino que es una sucesión rapidísima de explosiones, es un ruido bastante llamativo.

Cuando se produce el ciclo, puede estar abierto o cerrado el tubo, por lo que cambian sus propiedades acústicas, por eso es un ruido tan ensordecedor. Una vez que el motor se encuentra en funcionamiento, se deja de suministrar aire comprimido, y se desconecta el generador de chispas, y el motor funcionará por sí mismo.

En los primeros segundos de funcionamiento, el motor alcanza unas temperaturas altísimas, por lo que si se van a hacer pruebas estáticas, su funcionamiento en continuo no deberá superar los 10 segundos, incluso menos a ser posible. Cuando está montado sobre un avión, el propio aire que circula alrededor del motor servirá para enfriarlo hasta un punto lo suficientemente bajo para no dañarlo.

Para conseguir que estos motores funcionen, la margarita y la tobera tienen que ser resonantes en la misma frecuencia. La tobera forma una simple cámara acústica resonante. La frecuencia estará basada en la velocidad de la combustión y la velocidad local del sonido dentro de la tobera. La velocidad local del sonido dependerá de la temperatura de la columna de gas.

Como estos datos son muy difíciles de averiguar y son prácticamente desconocidos, será muy difícil averiguar la frecuencia resonante. Por lo tanto, la



longitud total de la tobera no se suele calcular matemáticamente, sino por el método de prueba/error.

El pulsor reactor más conocido es el que impulsaba el misil alemán V-1 utilizado hacia el final de la II Guerra Mundial, que funcionaba a un ritmo de unos 40 ciclos por segundo. El efecto pulsante también puede lograrse en un reactor sin válvulas, o reactor de ondas, en el que el ciclo depende de las ondas de presión que se mueven hacia delante y hacia atrás en un reactor de dimensiones apropiadas.

Un pulsor reactor proporciona empuje a velocidad nula y puede arrancarse con el avión detenido, pero las velocidades de vuelo máximas alcanzan sólo unos 950km/h. Su baja eficiencia, fuertes vibraciones y alto nivel de ruido limitan su empleo a vehículos no pilotados de bajo costo. Los estatorreactores son los grandes desconocidos dentro del mundo de los motores a reacción.

El aire que se dirige hacia la entrada del reactor en un avión que vuela a gran velocidad resulta parcialmente comprimido por el llamado efecto de presión dinámica o efecto ariete. Si la velocidad del aire es lo bastante alta, esta compresión puede ser suficiente para hacer funcionar un reactor sin compresor ni turbina, el llamado estatorreactor.

A veces se ha calificado al estatorreactor de 'tubería voladora', porque está abierto en ambos extremos y sólo tiene toberas de combustible en la parte central.

Sin embargo, una 'tubería recta' no funcionaría; un estatorreactor debe tener una sección de difusión de entrada con la forma apropiada para que el aire entre a baja velocidad y alta presión en la sección de combustión; su tobera de escape también debe tener la forma adecuada.

Los estatorreactores pueden funcionar a partir de velocidades de unos 300 km/h, pero solo resultan prácticos para aplicaciones militares a velocidades muy altas o supersónicas.

Como el estatorreactor depende de la velocidad del aire entrante para su funcionamiento, un vehículo propulsado por este sistema debe ser acelerado primero por otros medios hasta alcanzar una velocidad suficientemente elevada. La principal característica de los estatorreactores es que no tienen ninguna parte móvil, ni siquiera una margarita, como es el caso de los pulsos.

Funcionan comprimiendo el aire a grandes velocidades, inyectando combustible en ese aire, y quemando la mezcla.

El gran problema en el funcionamiento es que necesitan unas grandes velocidades para ponerse en marcha, es decir, no pueden tener un funcionamiento estático como un pulso.

Por lo demás, todo son ventajas, ya que aunque son grandes devoradores de combustible, pueden llegar a alcanzar grandísimas velocidades. Algunos de los aviones espías norteamericanos utilizan este tipo de motores. Los militares americanos son los que más han estudiado este tipo de propulsión.

- Modelo Nikulka

Este motor fue diseñado por Paul Nikulka en 1948, aproximadamente. El motor en concreto es más bien una antorcha.

- Modelo ruso

Este modelo fue diseñado allá por el año 1959. Su autor es desconocido, aunque su procedencia debe de ser del este de Europa, tal vez de Rusia. El sistema es el mismo que en el modelo de Paul Nikulka, aunque algo más sencillo de línea.

- Modelo J.F

Su construcción puede ser un tanto complicada. Según el plano, lleva incorporadas unas alas, posiblemente para que pueda ser utilizado como avión de vuelo circular.

## **2. ANÁLISIS DE MOTORES Y MONITOREO**

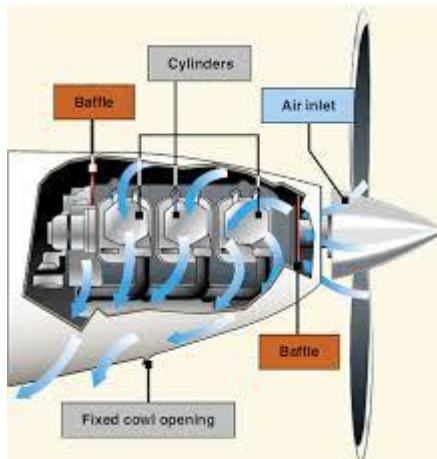
La propulsión de un móvil se efectúa a través de dos órganos: el motor y el propulsor. Son dos cosas distintas, aunque a veces, en la práctica, no es fácil distinguirlas. Un motor es un mecanismo que transforma la energía química que está presente en el combustible en energía mecánica.

Normalmente, la energía mecánica se manifiesta en la rotación de un eje de la máquina, o como se dice a veces, en una toma de potencia, al que es posible unir el sistema o mecanismo que se quiere accionar.

Esta energía se puede emplear en infinidad de situaciones prácticas: para bombear agua, para producir energía eléctrica, entre otras. La energía mecánica, pues, está presente en el eje del motor y se puede emplear para fines múltiples.

Uno de estos fines es el mecanismo de la propulsión. El propulsor es el órgano que transforma la energía química del motor en energía mecánica. Los motores de aviación se clasifican en dos grandes grupos: motores alternativos, llamados también motores de émbolo, o motores de explosión.

Figura 11. **Motor turbo hélice**



Fuente: *Sección del Motor turbo hélice*. < <http://www.modelbouwforum.nl/threads/oververhitting-motor-p51d.239339>>. Consulta: Junio 2014.

Cada uno de estos grupos de motor de turbina se puede subdividir en varios subgrupos. A continuación se hará referencia a las clases que conectan con los fines del presente estudio.

## 2.1. **Criterios básicos sobre turborreactores**

La propulsión por reacción se basa en la tercera Ley de Newton, el “Principio de acción y reacción”.

Se llaman motores de reacción las máquinas térmicas en las cuales la energía química del combustible-oxidante se transforma en energía cinética del chorro de gases que salen del interior del motor.

Tómese en cuenta lo siguiente: Se habla de combustible-oxidante que se transforma en el motor por el hecho de que existen motores de reacción que funcionan fuera de la atmósfera terrestre, donde no existe oxígeno que mezclar

con el combustible. Por lo tanto, la definición incide de nuevo en el término básico de la propulsión por reacción, gases que salen del interior del motor.

### **2.1.1. Clasificación de los motores de reacción**

Los motores de reacción se clasifican de acuerdo con la posición del motor que se lleva montado y a las dos especies necesarias para la combustión, o bien, si porta una de ellas y capta la otra del ambiente donde vuela (aire). Según esto, los motores de reacción pueden ser:

- Motores cohete
- Motores aerorreactores

En este caso, se hablará de los motores aerorreactores, que son motores no autónomos en el sentido de que necesitan captar el aire atmósfera para la combustión. El combustible se porta en el motor-vehículo pero el oxidante se debe captar en la atmósfera. Es claro que el vuelo de estos motores está supeditado a altitudes donde exista suficiente oxígeno. Los aerorreactores se dividen, a su vez, en motores de compresión dinámica y motores de compresión mecánica.

La compresión del aire es necesaria en todas las máquinas térmicas. El aire comprimido se necesita porque, a efectos de la combustión, cuanto mayor cantidad de aire se introduzca en la máquina mayor energía es posible obtener de la combustión. Se trata de introducir en la cámara el mayor número de moléculas de aire por unidad de volumen. Esta circunstancia obliga a comprimir el aire.

La compresión del aire que alimenta el motor aerorreactor se puede efectuar bien por un medio mecánico como por uno dinámico. Según se efectúe de un modo u otro, el peso se llama de compresión mecánica o compresión dinámica,

respectivamente. Para los motores de aviones comerciales, de los cuales se está tratando, la compresión mecánica se efectúa mediante mecanismos llamados compresores. Este tipo de compresión es fundamental en los motores de turbina. Esto quiere decir que puede haber una parte de compresión que sea dinámica. En efecto, siempre que hay velocidad del avión respecto al aire es posible obtener un efecto de compresión dinámica, que se añade a la mecánica producida en el compresor. De hecho, en los aviones actuales y a la velocidad de crucero, la compresión del aire por efecto dinámico es un factor nada despreciable.

### **2.1.2. Generador de gas**

Todos los motores de turbina tienen un elemento común que se llama generador de gas. El generador de gas de los motores de turbina es el productor de energía. Una vez que se ha obtenido la energía existen otros mecanismos que se encargan de emplear la energía para obtener fuerza propulsiva.

El generador de gas está formado por el compresor, la cámara de combustión y la turbina de expansión. El compresor es el órgano encargado de comprimir de aire de alimentación el motor. La cámara de combustión es el órgano encargado de producir la combustión de la mezcla aire-combustible. El aire procede del compresor y el combustible procede de los mecanismos de alimentación de combustible del motor. La turbina es el órgano encargado de producir una expansión parcial del gas de combustión. La turbina va unida al compresor mediante un eje, de manera que giran a la misma velocidad.

Todos los motores de turbina llevan el generador de gas. Siempre que hay expansión de un gas se puede obtener trabajo del mismo. Por tanto, la turbina es un órgano que absorbe trabajo del gas, es decir, es un órgano que empieza a aprovechar la energía liberada en la combustión.

En la turbina del generador de gas se produce una expansión parcial de gas. Esto quiere indicar que aún queda en el gas suficiente energía para ser utilizada. La turbina del generador de gas no emplea toda la energía de los gases de combustión; de hacerlo sería un productor de energía sin utilidad, pues su única actividad sería mantenerse en funcionamiento.

Si el generador de gas es el elemento común de los motores de turbina, esto quiere decir que a partir de él se podrán definir y constituir los tipos de motores existentes. Dicho de otro forma: a partir del generador de gas se pueden añadir mecanismos para definir los distintos tipos de motores de turbina. No obstante, debe verse con anterioridad la constitución del generador de gas. Los compresores que emplean los motores de turbina son de dos tipos:

- Compresor centrífugo
- Compresor axial

En este estudio se revisarán los compresores axiales, que se llaman así porque la dirección principal que sigue el aire en su interior es en dirección axial, según el eje longitudinal del compresor. El compresor axial consta de dos elementos fundamentales:

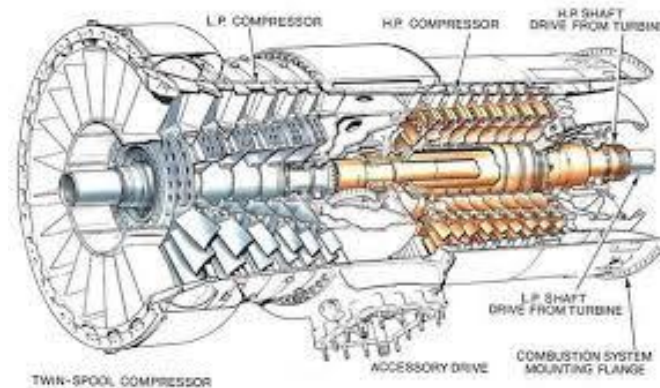
- Rotor
- Estator

El rotor es el conjunto giratorio del compresor. El rotor está unido por un eje al rotor de la turbina, y recibe de ésta la energía necesaria para girar. El rotor del compresor axial está compuesto por un conjunto de discos metálicos que se unen al eje del motor. En la periferia de los discos se sitúan álabes o paletas de perfil



aerodinámico. El rotor es, pues, un conjunto de discos interconectados en cuya periferia se disponen los álabes.

Figura 12. **Conjunto giratorio del compresor**



Fuente: PERG William W. *Fundamentals of Turbomachinery*. P. 83.

El estator del compresor axial es un conjunto estacionario como su propio nombre indica. Está constituido normalmente por dos semicárteres cilíndricos donde se sitúan los álabes fijos. Estos dos semicárteres se ensamblan durante el montaje para formar un conjunto cilíndrico.

El compresor axial está formado por conjunto de álabes móviles y álabes fijos. A cada disco de álabes móviles sigue un conjunto de álabes fijos del estator. Se llama etapa de compresión axial al conjunto de una rueda de álabes móviles y una corona o juego de álabes fijos. Por esta razón se dice que un compresor axial está compuesto de varias etapas de compresor axial. En lugar de etapa de compresor, se emplea a menudo el término escalón de compresor.

El siguiente conjunto del generador de gas es la cámara de combustión. La cámara de combustión es el órgano del generador de gas que efectúa la combustión de la mezcla de aire y combustible.

El aire procede del compresor y por tanto llega a la entrada de la cámara de alta presión. El combustible se inyecta en la zona interior de la cámara y procede del sistema de alimentación de combustible del motor. Existen dos tipos de cámaras de combustión y un tercero derivado de ellos.

La cámara de combustión tubular está formada por una serie de tubos cilíndricos que se colocan, interconectados, alrededor del motor. Uno o más tubos de combustión están equipados de bujías que producen la ignición de la mezcla aire y combustible. Las tuberías de conexión entre los tubos se encargan de propagar la llama a los tubos que no van equipados con bujías. La cámara de combustión anular consiste en una carcasa continua formada por dos paredes, exterior e interior. La combustión se produce en el volumen interior a las paredes, que se llaman comúnmente forros de combustión.

No existen tubos individuales de combustión en la cámara de combustión anular, sino que todo el volumen interior es zona de combustión. La cámara de combustión tubo-anular es intermedia entre las dos anteriores. La evolución del diseño de cámara de combustión ha progresado desde la cámara tubular a la anular, pasando por el tubo-anular. La gran mayoría de los motores de turbina actuales emplean la cámara anular por las ventajas que aporta.

Una vez efectuada la combustión de la mezcla de aire y combustible, se produce un gas de elevada presión y temperatura, o dicho de otro modo, un gas con reserva de energía potencial. A partir de esta sección del generador debe intentarse el aprovechamiento de la energía potencial del gas.

El primer consumo de energía que hay que hacer se debe a la necesidad de arrastrar el compresor. El compresor necesita una gran cantidad de energía para comprimir el aire y esta energía se obtiene de la turbina.

En general, se llaman turbinas a los mecanismos giratorios que extraen energía de una corriente fluida, en este caso aire. Durante el proceso de extracción de energía es importante tener en cuenta que se modifican las condiciones del gas antes y después del proceso, entre la entrada y salida del mecanismo. Dicho en otros términos, cuando el gas de combustión pasa por la turbina pierde parte de su energía potencial, la misma cantidad que entrega a la turbina en forma de energía de rotación. El movimiento de rotación que adquiere la turbina se comunica al compresor a través del eje común. Desde el punto de vista aeronáutico sólo tiene importancia la axial.

En el estado actual de la tecnología aeronáutica, con motores de muy alta relación de compresión, lo que se llama turbina es en realidad un conjunto de etapas de turbina. El esquema es similar al del compresor axial. Cada etapa de turbina axial consiste en un anillo de álabes fijos y una rueda de álabes móviles. Cada par de álabes fijos forman una tobera o canal de paso del gas de combustión. El conjunto de álabes fijos se llama estator de la turbina, el eje y el conjunto de álabes móviles o conjunto de ruedas de álabes se llama rotor de la turbina. Una etapa de turbina es el conjunto formado por un rotor y un estator, es decir, una rueda de álabes móviles y un anillo de álabes fijos.

El generador de gas es, pues, el productor de energía de los motores de turbina. Si el generador de gas es el elemento común de todos los motores de turbina sería posible a partir de él, constituir o definir todos los motores existentes. No hay que olvidar que cuando el gas deja el generador de gas aún tiene una gran reserva de energía potencial, es cierto que se ha gastado una parte en la propia turbina del generador (en accionar el compresor), pero queda suficiente energía para ser utilizada. Si no fuera así, el generador de gas sería una máquina inútil.

### **2.1.3. Motores de turbina de doble flujo axial**

Hay tres tipos de motores de turbina:

- Turborreactor básico, o turborreactor
- Turbohélice
- Motor de doble flujo

El motor de doble flujo o turbofan, como se llama a veces de forma resumida, tiene dos flujos: flujo normal de aire, que es el que pasa por el generador de gas y es canalizado a la tobera de salida, después pasa por el compresor, la cámara de combustión y la turbina de combustión. Y el flujo de aire, que es el que atraviesa una o más ruedas que son de las dos primeras etapas del compresor, y es conducido por la tobera al exterior, sin pasar por el generador de gas.

El flujo normal de aire, señalado en el párrafo anterior, se llama flujo primario. Se denomina primario porque se somete a los procesos normales de los motores de turbina, esto es compresión mecánica en el compresor, combustión en la cámara y expansión en la turbina del generador. El flujo secundario sólo se somete a un proceso de compresión y es expulsado a la atmósfera.

El motor de doble flujo (turbofan), es un generador de gas al que se han añadido los mecanismos siguientes: un compresor secundario, colocado normalmente en la parte delantera o anterior del motor, para comprimir la corriente de aire, y un conducto doble para el paso de aire, que da lugar a dos flujos, el flujo primario es el flujo normal de aire en los motores de turbina, es decir, el que pasa por el generador de gas, y el flujo secundario que pasa por el compresor secundario y es expulsado a la atmósfera por una tobera independiente y

concéntrica a la del flujo primario. Por tanto, el motor de doble flujo consta de los siguientes componentes:

- Compresor
- Cámara de combustión
- Turbina, que acciona el compresor primario
- Turbina, que acciona el compresor secundario
- Tobera de salida del flujo primario
- Tobera de salida del flujo secundario

## **2.2. Identificación de parámetros a monitorear**

El programa diagnosticado mostrará gráficamente las tendencias de los siguientes parámetros que son dependientes del ciclo del motor, es decir, muestran el comportamiento termodinámico del motor:

- Temperatura de gases de escape (EGT)
- Flujo de combustible (FC)
- Velocidad de rotación de baja (N1)
- Velocidad de rotación de alta (N2)

## **2.3. Criterios físicos de la atmósfera y propiedades termodinámicas**

### **2.3.1. Fenómenos meteorológicos que afectan a la aviación**

A continuación se presenta una descripción detallada de los fenómenos meteorológicos que afectan al mundo de la aviación, y se determinan cuáles son sus efectos sobre las aeronaves y sobre las instalaciones aeroportuarias.

- Englamiento (ICE)

Si a una masa de aire saturada se le añade vapor de agua, o se disminuye su temperatura por debajo del punto de rocío, el vapor de agua sobrante se condensa, generando gotas de agua líquida sobre núcleos de condensación y cristales de hielo sobre núcleos glaciógenos, originando nubes. La baja concentración de núcleos glaciógenos activos en el rango de temperaturas de 0°C a -20°C, hace posible que existan en las nubes áreas muy extensas de gotas de agua líquida subfundida, que al impactar con el fuselaje de las aeronaves que se encuentra a temperaturas inferiores a 0°C, se congelan. Este fenómeno también se produce en superficie en regiones árticas y antárticas, cuando la aeronave atraviesa áreas de niebla congelante (FZFG), es decir nieblas que tienen un alto contenido de gotas de agua en semifusión.

La formación de un tipo de hielo o de otro, depende de factores ambientales como el contenido de agua líquida en las nubes, la temperatura y el tamaño de las gotas semifundidas. El contenido de agua líquida en las nubes disminuye con la altitud y varía en función del tipo de nubosidad, probabilidad e intensidad del englamiento bajo distintos tipos de nubes. Para nubes estratiformes es inferior a 0,3 g/m<sup>3</sup>, mientras que en las cumuliformes el valor medio es de 0,6 g/m<sup>3</sup> con picos que oscilan hasta los 1,7 g/m<sup>3</sup>. El diámetro de las gotas semifundidas en suspensión es mayor en las nubes cumuliformes, teniendo como límite para cualquier tipo de nube los 40µm.

En caso de ser mayor y oscilar entre 40 µm y 200 µm, las gotas en semifusión no permanecen en suspensión y se precipitan en forma de llovizna helada (FZDZ) y si es superior como lluvia helada (FZRA).

El engelamiento suele ocurrir entre  $-2^{\circ}\text{C}$  y  $-20^{\circ}\text{C}$ , teniendo como límite los  $-40^{\circ}\text{C}$ , ya que a dicha temperatura las gotas en subfusión se congelan en ausencia de núcleos de congelación.

- Tipos de engelamiento
  - Hielo claro

Hielo casi transparente, cristalino, suave, que se acumula rápidamente y que presenta una fuerte adherencia a las superficies metálicas de la aeronave, causado por el impacto de gotas subfundidas de diámetro grande que se congelan tras escurrirse. Se genera entre  $0^{\circ}\text{C}$  y  $-12^{\circ}\text{C}$ , en nubes cumuliformes con gran contenido de agua en subfusión o en áreas de lluvia helada.

- Hielo granulado

Hielo opaco, áspero, rugoso, granular y que presenta baja adherencia, su formación es más lenta que la del hielo claro, causado por el impacto de gotas subfundidas de diámetro pequeño que se congelan instantáneamente, atrapando aire en su interior. Se genera entre  $-15^{\circ}\text{C}$  y  $-20^{\circ}\text{C}$ , en nubes estratiformes o en áreas de lloviznas heladas.

- Escarcha

Deposición directa del vapor de agua en el fuselaje de las aeronaves en forma de agujas o plumas cristalinas. Suele presentarse en aeronaves estacionadas al aire libre en noches despejadas, debido al enfriamiento del suelo.

- Hielo mixto

Se trata de una mezcla de escarcha, hielo granulado y claro, de aspecto blancuzco y quebradizo, similar al hielo granular, pero con mayor adherencia. Se forma en entornos nubosos heterogéneos con fluctuaciones de temperatura y en el diámetro de las gotas en subfusión.

Figura 13. **Zonas de aeronave propensas a la formación de hielo**



Fuente: *superficies de vuelo con formación de hielo.*

<<http://losavionescomerciales.blogspot.com/2009/09/controles-primarios-de-vuelo.html>>. Consulta: Junio 2014.

- Formación de hielo en los bordes de ataque del ala

La deformación del perfil alar en el borde de ataque por hielo granular adopta un perfil afilado, mientras que la del hielo claro una forma aplanada, siendo esta última la más peligrosa.

La capa límite se vuelve más turbulenta a lo largo de la cuerda aerodinámica, produciéndose la separación del flujo laminar para un ángulo de ataque más pequeño, aumentando la velocidad de pérdida, el peso y la resistencia aerodinámica de la aeronave, y reduciéndose la sustentación máxima.



Figura 14. **Perfiles alares contaminados por hielo granular y hielo claro**

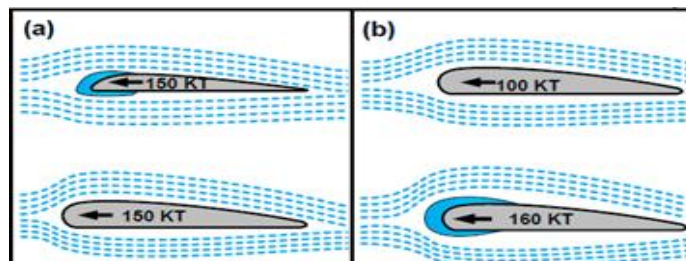


Fuente: *Perfil del ala granulado de hielo*. <<http://bsas-vac.tripod.com/Dfc/Vuelo3/Vs/vs3.htm>>.

Consulta: Junio 2014.

La probabilidad de que las gotas subfundidas sean arrastradas o apartadas por la corriente de aire antes de impactar sobre el fuselaje, disminuye con la reducción del radio de borde de ataque (a), y con el aumento de la velocidad hasta los 250 kts (b), para velocidades superiores el calor liberado por la fricción con la atmósfera disminuye el riesgo de engelamiento.

Figura 15. **Factores aerodinámicos implicados en la formación de hielo**



Fuente: VICKERS Glenn, Buzza, Sandra, Schmidt, Dave, and Mullock, John, *The Weather of the Canadian Prairies*. P. 174.

- Formación de hielo en los alerones

La formación de hielo en el borde delantero de los alerones puede producir un desprendimiento de la capa límite sobre los mismos, traduciéndose esto en la entrada en pérdida del extremo del ala y la pérdida de control sobre el alabeo de la

aeronave. Los alerones tienden a acumular hielo más fácilmente que el resto del ala, debido a que poseen una sección transversal más delgada.

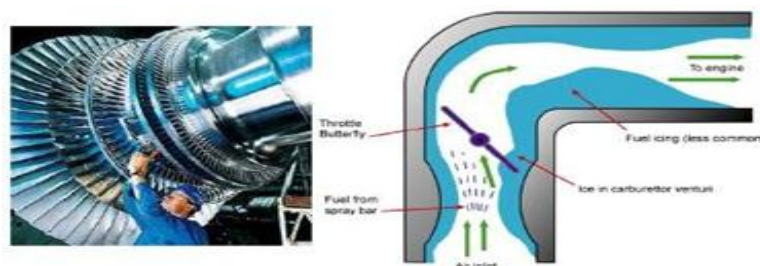
- Formación de hielo en el estabilizador horizontal

La formación de hielo en esta superficie, como en el caso de los alerones, es mucho más rápida que en las alas, debido a que su sección transversal también es más afilada. Si el estabilizador horizontal entra en pérdida, la compensación de encabritado que ejerce normalmente desaparece, entrando la aeronave en un movimiento de picado.

- Formación de hielo en hélices

Su poder de propulsión disminuye y su balanceo se ve afectado por desprendimientos parciales de hielo sometidos a la fuerza centrífuga, debido al efecto de rotación, generando fuertes vibraciones.

Figura 16. **Toma de aire de un motor y un carburador contaminado**



Fuente: PERG William. *Peligros en el vuelo y bajas y Anticiclones*. P. 59.

- Hielo en la boca del motor

Este hielo no se forma por el impacto de gotas subfundidas, sino como consecuencia del proceso de evaporación del combustible. Este proceso absorbe calor de la corriente de aire de impacto, produciendo un descenso de su temperatura. Si la temperatura resultante oscila entre  $-5^{\circ}\text{C}$  y  $-20^{\circ}\text{C}$ , las gotas de agua líquida que contiene, se congelan en la superficie interna del carburador, disminuyendo su diámetro interno, o también pueden trabar la mariposa que regula el paso del aire, variando por lo tanto las condiciones de la mezcla. De este modo se reduce, como en el caso anterior, el empuje del motor. Este tipo de engelamiento puede suceder hasta con temperaturas exteriores de  $+25^{\circ}\text{C}$ .

### **2.3.2. Condiciones meteorológicas que reducen la visibilidad y a la vez las performances aerodinámicas de la aeronave**

En este apartado se describe como se reduce la visibilidad horizontal en presencia de un fenómeno meteorológico determinado.

- Posición del sol

Si el observador mira hacia la posición del sol su visibilidad se reduce.

- Viento

La visibilidad contra el viento aumenta, puesto que arrastra las partículas de humo y polvo impidiendo su estacionamiento. Muy raramente se producen reducciones en la visibilidad importantes por

humo o polvo, aunque, si sucede, no suele bajar de los 4 km. A este fenómeno se le denomina calima.

- Lluvia (RA)

Al comparar una lluvia de intensidad moderada con una llovizna también moderada, el resultado es que la llovizna reduce más la visibilidad, pese a que el diámetro de las gotas de esta última es mucho inferior (40 – 200  $\mu\text{m}$ ). Esto se debe a que aparte de las gotitas precipitantes hay muchas otras de ínfimo tamaño que permanecen en suspensión, formando nieblas o neblinas que enturbian el ambiente. Es importante decir que la visibilidad mínima causada por lluvia puede alcanzar los 50 m, es decir un valor 10 veces más pequeño que el causado por la llovizna. La visibilidad nocturna para ambos fenómenos, comparando las mismas intensidades de precipitación entre el día y noche, suele ser mayor, excepto en el caso de la lluvia para intensidades ligeras y muy ligeras.

Las gotitas de agua se pueden ir acumulando en el parabrisas de la aeronave, y al ser atravesadas por los rayos de luz pueden experimentar refracción, produciendo la desorientación del piloto respecto a la altitud y la dirección real. Este fenómeno ha llegado a provocar que los aterrizajes sean de 1 000 a 1 600 metros más cortos o largos de lo normal. Otro aspecto a tener en cuenta en tierra, es que la huella de la aeronave puede quedar enmascarada en el radar del aeropuerto como consecuencia de los ecos producidos por lluvias de alta intensidad, cegando la pantalla de los controladores.

### ¿Cómo afecta la lluvia al performance de la aeronave?

La reducción de visibilidad por lluvia suele aparecer acompañada de incidentes como:

- Las ruedas del tren de aterrizaje al tomar contacto con el pavimento arrojando agua violentamente sobre los *flaps* y dañándolos.
- La pista contaminada por lluvia inutiliza los frenos de la aeronave, y obliga al piloto a usar únicamente las hélices reversibles.
- La ingestión de lluvia por las turbinas de los reactores disminuye ligeramente el empuje de la aeronave.

#### ○ Nieve (SN)

La reducción de visibilidad sufrida volando con nevadas o tormentas de nieve depende de la intensidad del hidrometeoro, de la temperatura ambiente y de la iluminación del entorno. Se deduce que la visibilidad durante la noche es superior en todos los casos, debido al fuerte contraste entre el color blanco con la oscuridad. Otra observación es que la visibilidad en estas condiciones aumenta con la temperatura, puesto que la nieve se disuelve más rápidamente.

La nieve húmeda sobre superficies de la aeronave con una temperatura inferior a los 0°C, puede producir engelamiento, reduciendo sus performances aerodinámicas y la visibilidad en el parabrisas, a diferencia de la nieve seca que presenta una baja

adherencia. La nieve no solamente puede afectar a la aeronave, sino que también a las instalaciones en tierra, contaminando con más de 3 mm de espesor la superficie de los pavimentos, pudiendo disminuir el contraste entre la pista de aterrizaje y el entorno, quedando oculta para el piloto que vuela en VFR.

¿Cómo afecta la nieve a las performances de la aeronave?

La reducción de visibilidad por nieve suele aparecer acompañada de incidentes como:

- Las ruedas del tren de aterrizaje al tomar contacto con el pavimento arrojan nieve blanda sobre los *flaps*, dañándolos, y si la nieve es compacta la violencia del impacto sobre los *flaps* es mayor.
- Durante el aterrizaje, si la pista está contaminada por nieve blanda, los frenos quedan bloqueados al entrar agua en el tambor, obligando al piloto a frenar aerodinámicamente, mientras que si la nieve es compacta, los frenos no sufren anomalías en su funcionamiento, debido a que el contenido de agua de la nieve compacta es inferior.
- Si la nieve blanda tiene un espesor apreciable sobre la pista durante la carrera de despegue, el avance de la aeronave encuentra mayor resistencia, y la carrera de despegue es más larga, mientras que si se trata de nieve compacta es más resbaladiza y no afecta a la carrera de despegue.

- Tempestad de arena o polvo (SA o DS)

La visibilidad puede quedar totalmente reducida, debido a la combinación del viento racheado y turbulento con polvo y arena. Se trata de un fenómeno típico de regiones desérticas. El polvo por definición está compuesto por partículas con un diámetro inferior a 0,08 mm, favoreciendo que pueda permanecer durante días en suspensión, en ausencia de vientos de carácter importante.

Cuando el viento excede la velocidad de 15 kts, comienzan a formarse remolinos de polvo y arena, si la velocidad del viento se incrementa o persiste, las partículas pesadas se precipitan sobre la pista de aterrizaje y enmascaran su señalización. Las partículas más ligeras pueden ascender hasta los 3 000 ft en atmosfera estable o hasta 15 000 ft en el caso de inestabilidad atmosférica, formando nubes que reducen extremadamente la visibilidad en las fases de crucero y de aproximación. También es importante decir que la lluvia generada por estas nubes es barro. La reducción de la visibilidad causada por este tipo de lluvia es superior a la de la lluvia convencional, debido a su opacidad.

Suelen ser fenómenos de carácter local que se forman en Egipto, Irán e Irak, en el Cercano Oriente, en Estados Unidos, en el Lejano Oeste, en México, en el desierto de Gobi en China y en los desiertos australianos, el Arenoso, el Gibson y el Victoria, y especialmente en Sudán.

Como dato curioso cabe decir que este fenómeno no afecta únicamente a la visibilidad, puesto que el polvo y la arena al igual

que las cenizas volcánicas abrasivas, pueden introducirse en los motores y las turbinas, causando serios daños. Teniendo en cuenta que en una erupción volcánica convencional suelen liberarse 500 millones de toneladas de polvo a la atmósfera, y que desde 1980 ha habido alrededor de unas 100 erupciones volcánicas a nivel mundial, se puede decir que se trata de un fenómeno que ocurre con una frecuencia relativamente alta.

- La niebla reina de los fenómenos meteorológicos en cuanto a la reducción de la visibilidad

La niebla es una nube estratiforme muy baja, a nivel del suelo, de espesor y densidad variable, presenta un color blanquecino o gris claro y dificulta la visión, cuando es densa, incluso a corta distancia. Físicamente no hay ninguna diferencia entre niebla o nube, la diferencia radica en el método y el lugar de su formación. Mientras que las nubes lo hacen por elevación y enfriamiento del aire hasta alcanzar el nivel de condensación, la niebla se forma a nivel del suelo por aumento del contenido de vapor de agua en el aire, o por el enfriamiento del aire hasta llegar a la saturación.

- Turbulencias

El flujo de aire puede ser laminar o turbulento. En el primer caso las partículas mantienen un recorrido ordenado y rectilíneo, mientras que en el segundo caso, las partículas se mueven desordenadamente y sus trayectorias forman pequeños círculos aperiódicos, es decir remolinos. En rigor, el flujo totalmente laminar no existe, se trata de un comportamiento ideal, el aire siempre es



turbulento, incluso en entornos de gran estabilidad atmosférica. Hay varios tipos de turbulencias:

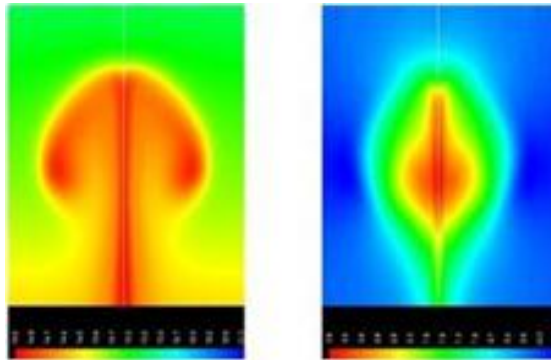
- Turbulencia mecánica

Es el resultado del rozamiento del aire con la superficie u obstáculos (ej. terminales, torre de control, aeronaves aparcadas) y afecta a una capa de unos 1 000 m de espesor, afectando por lo tanto únicamente a las aeronaves durante las fases de despegue, aproximación y aterrizaje. La viscosidad del fluido produce que la velocidad del flujo laminar en las capas más cercanas a la superficie de los obstáculos se reduzca, y acaba provocando la ruptura del régimen laminar. La intensidad de la turbulencia aumenta con la velocidad del aire, con la forma abrupta del obstáculo y con la reducción de la temperatura del aire tal y como se muestra en la ley de Sutherland.

- Turbulencia térmica o convectiva

Las térmicas son burbujas de aire que ascienden verticalmente desde las bajas capas de la troposfera, debido a su baja densidad. Según la ecuación de estado, si se calienta una masa de aire y se mantiene su presión constante, esta aumenta su volumen y disminuye su densidad, de tal forma que experimenta una fuerza ascensional, el aire converge en superficie y diverge cerca de la tropopausa.

Figura 17. **Temperatura interior de una térmica vertical**



Fuente: NIL ANGLÍ Padro. *Influència del terreny en les condicions de estabilitat atmosférica. Aplicació a l'àrea de l'aeroport de Sabadell*. P. 173.

En el centro de la térmica, se observan velocidades de ascenso positivas (máx. 35 m/s), mientras que en el exterior de la térmica el flujo de aire frío tiene velocidades verticales negativas (máx. -15 m/s). La térmica provoca que la aeronave ascienda y descienda involuntariamente. La altura que alcanzan las térmicas depende de la temperatura inicial de la térmica y del perfil de temperatura de la atmósfera. Estas masas de aire pueden condensarse durante su ascenso y formar nubes de desarrollo vertical como cúmulos y cumulonimbos.

La intensidad máxima de este tipo de turbulencias se alcanza en el inicio de la fase de madurez, y en el tercio central del CB.

- **Turbulencia de aire claro (CAT)**

La CAT aparece con mayor frecuencia en invierno, representando un peligro en la fase de crucero, pudiendo hacer que la aeronave se desplome 1 000 m hasta que el piloto recupere el control. Aparece en los niveles próximos a la tropopausa en aire claro, es decir entre los 7 000 y 12 000 m de altitud, siendo indetectable para el radar meteorológico y para la tripulación también, debido a que carece de indicadores visuales asociados, aunque en el 50 %

de los casos están presentes cirrus con bordes deshilachados. Tiene un espesor de 600 m y una extensión horizontal de 10 a 100 km, con una duración que oscila entre minutos y horas.

¿Se puede intuir en que zonas estarán presentes las CAT?

La respuesta es sí. Según estudios experimentales realizados por Colson en Estados Unidos, el 64 % de ellas suelen estar vinculadas a la corriente en chorro. Un 36 % está asociado dentro del rango de 150 millas a la izquierda del chorro desde los 4 000 ft por encima de la tropopausa hasta los 7 000 ft por debajo. El restante 28 % se encuentra dentro de las 150 millas a la derecha del chorro a más de 1 000 ft por debajo de la tropopausa, debido a que la estratosfera sobre la tropopausa subtropical es muy estable.

- La onda de montaña y la onda de gravedad

Es un fenómeno meteorológico resultante de la incidencia de un flujo de aire sobre una barrera topográfica, que acaba adoptando un comportamiento ondulatorio a sotavento del obstáculo, produciéndose ascensos y descensos del aire. Las ondas de gravedad, a diferencia de la onda de montaña, se generan por la divergencia del aire en la tropopausa.

### **2.3.3. Efectos de las turbulencias sobre las aeronaves**

Cuanto mayor es la velocidad de la aeronave, mayor es el número de remolinos que encuentra por unidad de tiempo, entrando y saliendo de ascendencias y descendencias continuamente, que producen un aumento de los esfuerzos por unidad de área en la estructura de la aeronave.

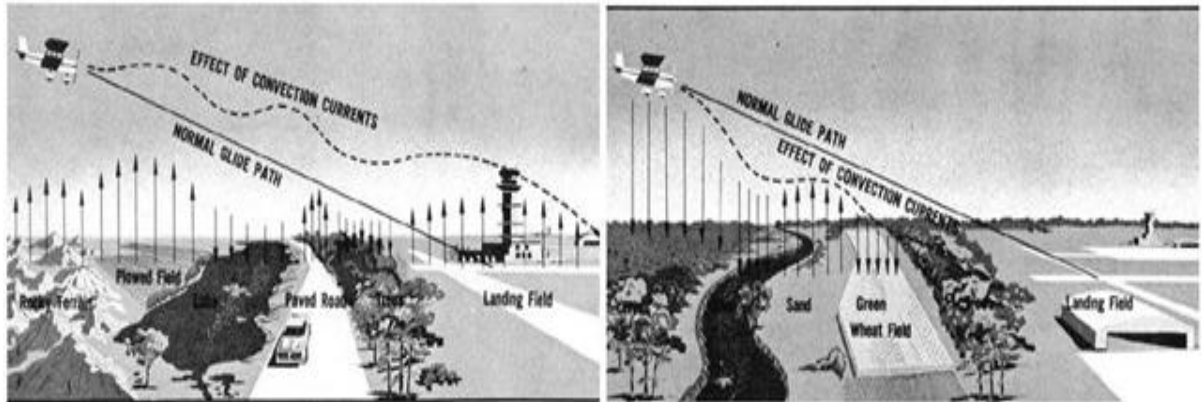
Los remolinos de pequeño diámetro ocasionan rachas que sacuden y zarandean la aeronave, mientras que los de gran tamaño, provocan amplias ascendencias y descendencias, que pueden provocar que la aeronave caiga un par de miles de pies durante la fase de crucero.

También puede haber resonancia en el caso de que la frecuencia de los remolinos se ajuste a la vibración natural de la estructura de la aeronave, conduciendo a su ruptura. La resonancia suele presentarse en las turbulencias de aire claro y las ondas gravitatorias, puesto que a menor altitud los remolinos son más irregulares.

En baja cota, durante las fases de despegue, aproximación y aterrizaje, las térmicas y las turbulencias mecánicas representan una amenaza. El aumento o la reducción del ángulo de ataque ocasionado por una ascendencia o descendencia involuntaria, puede acabar con la entrada en pérdida de la aeronave.

En la figura 17 se observan las dos posibles consecuencias de volar bajo térmicas, a la izquierda el piloto acabará realizando un aterrizaje largo, mientras que en la derecha será corto, con el riesgo de colisionar en las proximidades de la cabecera de pista.

Figura 18. **Influencia de una térmica sobre la aeronave en el descenso**



Fuente: *Aviation Weather*

*For Pilots and Flight Operations Personnel.*

FAA Advisory Circular AC 00-6A. P.108.

Es importante definir las magnitudes físicas que aparecen de forma muy frecuente en la teoría y en la práctica de vuelo. De hecho, se precisan en todos los temas referentes a la aeronáutica. Las magnitudes físicas de mayor interés son: presión estática, temperatura y densidad del aire. Son magnitudes que afectan directamente al origen de las fuerzas aerodinámicas, y por tanto, al vuelo del avión.

La presión estática del aire es la fuerza por unidad de área que ejerce sobre un cuerpo en reposo. La superficie terrestre, por supuesto, es un cuerpo en reposo a estos fines. La fuerza que da origen a la presión se debe al peso del aire que hay por encima de la altitud que se considere para hacer la medida.

Por ejemplo, si se quiere medir la presión que el aire ejerce sobre una superficie de un metro cuadrado, en una montaña a la altitud de 5 000 metros.

La presión estática del aire a 5 000 metros es el peso de una columna de aire de un metro cuadrado de sección, y que está comprendida entre 5 000 metros y la atmósfera exterior.

Por atmósfera exterior se entiende las últimas capas de aire que gravitan sobre la tierra. Hecha la medida, se obtendrá la presión estática del aire a 5 000 metros de altitud. Si se hace la medición a nivel del mar, la columna de aire se extiende desde la superficie a nivel del mar hasta el límite de la atmósfera exterior. Es la presión a nivel del mar. Hay que tener en cuenta la siguiente información: la presión estática del aire disminuye con la altura. En efecto, a mayor altura, la longitud de la columna de aire es menor. La columna de aire pesa menos.

Hasta el momento se ha hablado de altitud y altura sin más distinción, pero hay algunas diferencias: altitud es la distancia vertical que existe entre un objeto o punto determinado y el nivel del mar; altura es la distancia vertical que existe entre un objeto o punto determinado y una referencia determinada. Por ejemplo, la cima de una montaña. Así, se dice: “el avión vuela a una altura de 3 000 metros sobre el terreno”. O bien, si se observa el altímetro durante el aterrizaje se dice “una altura de 20 metros del suelo”.

Elevación es la distancia que existe entre un punto de la superficie de la tierra y el nivel medio del mar. Así, se dice: “la elevación del aeropuerto La Aurora es de 1 509 m sobre el nivel del mar”. En aeronáutica se cuenta con un buen número de unidades para medir la presión del aire. Las más importantes son las que siguen:

- Pulgadas de mercurio ("Hg)
- Milímetros de mercurio (m Hg)
- Kilogramos por centímetro cuadrado (kg/cm<sup>2</sup> )
- Libras por pulgada cuadrada (p.s.i.)
- Newton por metro cuadrado ( Nm<sup>2</sup>)

Si bien la presión estática del aire disminuye con la altitud, la realidad es que el cambio no se produce a ritmo constante. El ritmo de disminución de la presión con la altitud es mucho más rápido cerca del suelo que en capas más altas; así, por ejemplo, en los primeros 10 000 pies la presión estática disminuye 31 600 (Nm<sup>2</sup>). En los siguientes 10 000 pies, esto es, de 10 000 a 20 000 pies, la presión disminuye 23 100 Nm<sup>2</sup>. En cierta forma, hay un fundamento lógico en estas cifras si se tiene en cuenta que el aire se puede comprimir. El aire es más denso cerca del suelo, sencillamente porque la masa de aire que hay encima comprime el que está más abajo.

La troposfera es la capa de la atmósfera más cercana a la superficie terrestre. La temperatura del aire en la tropósfera disminuye con la altitud. Sin embargo, para que en condiciones no normales se pueda producir la "inversión de temperatura", con zonas locales no puede cumplirse la ley general.

¿Por qué el aire tiene mayor temperatura cerca del suelo?

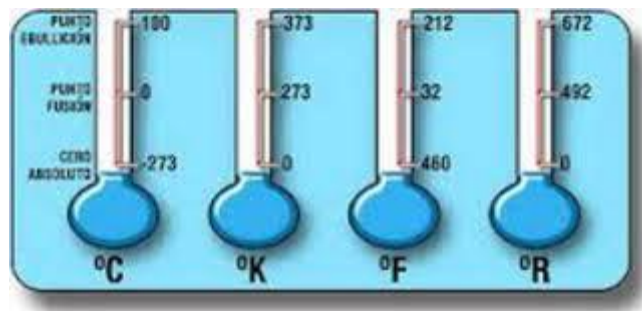
Se debe a que la tierra absorbe una gran cantidad de calor por la radiación solar. Este calor, en parte, se trasmite al aire más cercano a la superficie terrestre. El sol, desde luego, calienta toda la atmósfera, pero la radiación solar pasa por ella sin calentarla apreciablemente. Sin embargo, la Tierra tiene un comportamiento distinto a la atmósfera, absorbe mucho calor y lo cede, en parte, a las capas de aire más cercanas. La cesión de calor a las capas cercanas representa un aumento de la temperatura del aire.

#### **2.3.4. Escalas de medición de temperatura**

En aeronáutica se emplean casi todas, bien con fines operacionales o con fines técnicos. Las escalas de interés son las escalas de Fahrenheit, Celsius,

Kelvin, y de Rankine. Las dos primeras se emplean en la vida cotidiana, y las dos últimas son escalas científicas.

Figura 19. **Escala de temperatura**



Fuente: *Escala de temperatura*. <<http://fisicafacilito.blogspot.com/2013/07/temperatura.html>>.

Consulta: Julio 2014.

- Escala de Celsius

Es la escala centígrada. El punto 100 (100 °C) corresponde a la temperatura del vapor de agua en ebullición, a una presión de 760 mm de Hg. El punto cero de la escala (0 °C) corresponde a la temperatura de fusión del hielo. Entonces, el tramo entre las dos medidas se dividen en 100 partes, y cada parte es un grado centígrado.

- Escala de Fahrenheit

Es igual que en el caso anterior. Sin embargo, en esta escala, se atribuye el valor 32 (32 °F) al punto de fusión del hielo y al punto de ebullición del agua se le atribuye el valor 212 (212 °F). El tramo entre las dos medidas (que es 180, como se puede observar) se divide en 180 partes, y cada parte es un grado Fahrenheit.



- Escala de Kelvin

Es la escala de medida que emplean los científicos. La definición de la escala es complicada, ya que posee un carácter muy técnico, pero puede decirse que se basa en una propiedad muy curiosa del agua, en la cual coexisten las tres fases de esta: hielo, líquido y vapor saturado. El equilibrio de las tres fases solo es posible a una temperatura determinada a la presión de una atmósfera. Este punto exacto corresponde a 273,15 K, igual a 0,01 °C. Entonces, a efectos prácticos, para pasar de la escala centígrada a la escala Kelvin basta sumar 273 a los grados centígrados. Así, 15 °C es igual a  $(15 + 273) = 288$  K. Las relaciones generales entre escalas son las siguientes:

Para transformar °C a °F se aplica la fórmula:

$$^{\circ}\text{F} = 32 + (9/5) ^{\circ}\text{C} \quad (4-1)$$

Para transformar °F a °C se aplica la fórmula:

$$^{\circ}\text{C} = (5/9) (^{\circ}\text{F} + 32) \quad (4-2)$$

Para transformar °C a K se aplica la fórmula:

$$\text{K} = ^{\circ}\text{C} + 273 \quad (4-3)$$

- Escala Rankine

Se emplea a veces en la documentación técnica americana. Equivale al concepto de la escala Kelvin pero referido a la escala de Fahrenheit. Los grados Rankine (°R) se obtienen sumando 459 a los grados Fahrenheit.

$$^{\circ}\text{R} = ^{\circ}\text{F} + 459$$

### **2.3.5. Densidad**

La densidad del aire es, sin duda, la propiedad más importante de la "aerodinámica aplicada. Afecta a las actuaciones del avión y del motor. Las fuerzas aerodinámicas que se ejercen sobre el avión, o la potencia y empuje de los motores, dependen de la densidad del aire en la cota del vuelo de la aeronave.

En general, la densidad de una sustancia se define como la masa de sustancia que hay por unidad de volumen. Al igual que la presión, la densidad disminuye con la altitud, de tal manera que a 20 000 pies el aire es la mitad de denso que al nivel del mar; a 40 000 pies el aire tiene la cuarta parte de la densidad al nivel del mar.

La presión, temperatura y densidad de un gas están relacionadas. Se dice que la presión depende directamente de la densidad y de la temperatura. La dependencia es tal que un incremento en una de ellas produce el incremento de las otras dos. Cuando aumenta la temperatura ambiente disminuye la densidad del aire. El globo asciende porque se calienta el aire interior, pesa menos, es decir, es menos denso que el aire exterior, y el globo se eleva. La práctica del vuelo enseña estos cambios de manera muy precisa; ciertas operaciones de despegue y subida del avión son más aceleradas cuando la temperatura ambiente es alta.

Se debe tanto a que el aire "sustenta menos", como a que los motores proporcionan menos potencia. En realidad, hay múltiples posibilidades de combinar estas magnitudes del aire en aplicaciones técnicas y operacionales.

- Velocidad del sonido

Todas las perturbaciones que se producen en el aire se propagan mediante ondas o impulsos de presión. La propagación se efectúa a una cierta velocidad, a la velocidad del sonido.

Por ejemplo, un observador que aprecia el disparo de un arma de fuego. Suponiendo que el observador se encuentre a una cierta distancia  $D$  de ella. El observador puede calcular la velocidad del sonido. Para ello, debe medir el tiempo que transcurre entre el fogonazo y el estampido que percibe. La velocidad del sonido en ese instante se obtiene dividiendo la distancia  $D$ , que le separa del arma de fuego, por el tiempo transcurrido entre la visión del fogonazo y la percepción del estampido.

- La atmósfera estándar

Los profesionales de las diversas ramas de la aeronáutica aplicada necesitan conocer ciertos datos de las propiedades del aire para realizar estudios e implementar aplicaciones. El conjunto de datos de las propiedades del aire se emplean de forma muy diversa: para analizar las actuaciones del avión en vuelo, o para determinar el empuje del motor en unas condiciones determinadas de funcionamiento, para fabricar altímetros, entre otras.

La atmósfera real nunca permanece con valores constantes, ni siquiera entre puntos geográficos próximos. La idea de normalización, esto es, de definir valores de referencia, que todo el mundo emplea, surge entonces de forma inmediata.

Si hay un modelo fijo de atmósfera, quiere decirse que todas las actuaciones de los aviones se pueden expresar con referencia a dicho modelo. Así puede decirse que el avión equis tiene un régimen de subida de tantos miles de pies por minuto "en condiciones estándar". Las palabras "condiciones estándar" representan la clave como pauta de referencia, pues al establecer la misma base es posible la comparación y normalización.

- Definición de atmósfera estándar

Se denomina atmósfera estándar a la distribución vertical teórica de la presión, temperatura y densidad del aire, definida por acuerdos internacionales. Se han definido diversas atmósferas estándar. Las diferencias son más de extensión en altitud que de contenido.

La atmósfera estándar adoptada internacionalmente es la Atmósfera Normal de la Organización de Aviación Civil Internacional. La más amplia es la *US Standard Atmosphere*. Consta de dos partes: una para altitudes inferiores a 120 kilómetros, y otra que cubre la banda entre 120 kms y 1 000 km. La última banda tiene interés en viajes espaciales. La *US Standard Atmosphere* coincide con la de la OACI hasta la altitud de 65, 617 pies.

- Magnitudes normalizadas

En aerodinámica y en el estudio de las actuaciones del avión es muy frecuente referirse a las magnitudes relativas o normalizadas de presión, temperatura y densidad. Estas magnitudes se definen de la forma siguiente:

- Presión normalizada

Se llama presión normalizada o relativa al cociente:

$$\delta = \frac{\text{Presión Real}}{\text{Presión nivel mar atmósfera estandar}} = \frac{p}{p_0}$$

- Temperatura normalizada

Se llama temperatura normalizada o relativa al cociente:

$$\theta = \frac{\text{Temperatura Real}}{\text{Temperatura nivel mar atmósfera estandar}} = \frac{T}{T_0}$$

- Densidad normalizada

Se llama densidad normalizada o relativa al cociente:

$$\rho = \frac{\text{Densidad Real}}{\text{Densidad nivel mar atmósfera estandar}} = \frac{\rho}{\rho_0}$$

Las magnitudes normalizadas o relativas tienen la ventaja de que carecen de dimensión, pues son cocientes de magnitudes similares; resultan independientes del sistema de unidades utilizado. Entre ellas se cumple la relación fundamental de los gases perfectos:

$$\delta = \rho * \theta$$

- Atmósfera real

La atmósfera real no coincide con la atmósfera estándar. Sería una casualidad que en un día cualquiera esto suceda. Los efectos de calentamiento del sol, la rotación de la tierra, la presencia de los continentes y los factores atmosféricos

como vientos y turbulencias explican que la atmósfera real se caracteriza por su falta de uniformidad. La formación del viento se debe a cinco factores principales:

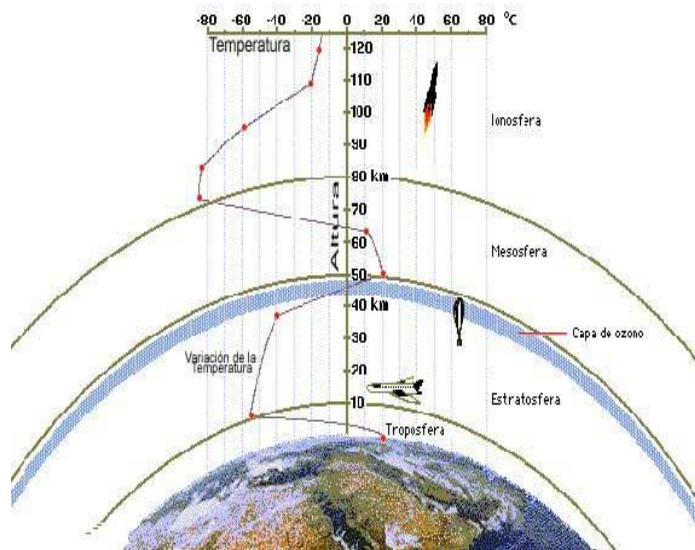
- Diferencia de presión entre masas de aire
- Gravedad terrestre
- Curvatura de las isóbaras
- Rotación de la tierra
- Fricción con la superficie terrestre

Los efectos que actúan sobre los aviones se manifiestan en la navegación del avión y en la propia aerodinámica del vuelo.

- La formación de turbulencias se debe a causas diversas:
  - Calentamiento desigual de la superficie terrestre, produce las llamadas corrientes convectivas.
  - Zonas montañosas.
  - Las tormentas.

Entre los efectos que aparecen en los aviones está la incomodidad producida en la tripulación durante el vuelo, así como los esfuerzos adicionales en la estructura del avión, la dificultad para la lectura de los instrumentos de cabina y el comprometer la seguridad del avión.

Figura 20. **Variación de la temperatura respecto a la altura**

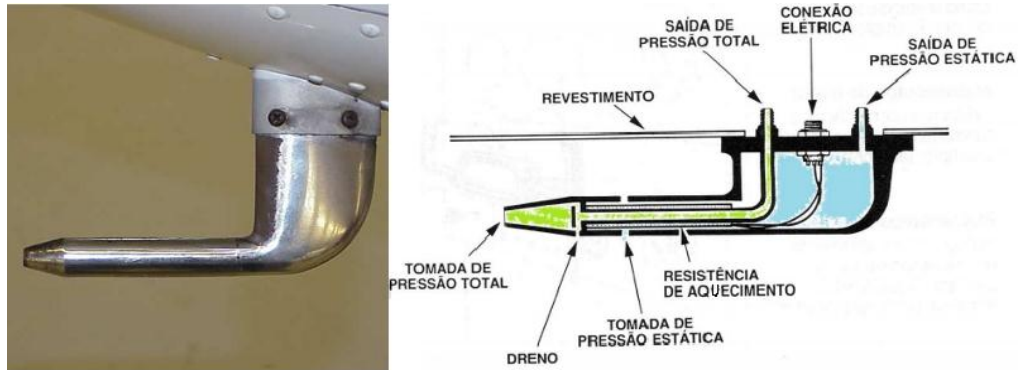


Fuente: *Variación de la temperatura respecto a la altura*. <<http://www.meteorologiaenred.com/wp-content/uploads/2012/09/temperatura-de-atmosfera.jpg>>. Consulta: Julio 2014.

#### 2.4. **Medición de la velocidad de aire y altitud**

Se analizará en este párrafo una aplicación práctica del principio del Bernoulli. La aplicación se basa en un aparato cuyo esquema se muestra en la figura denominada esquema del tubo de Pitot.

Figura 21. Esquema del tubo Pitot



Fuente: *Esquema del tubo Pitot*. <<http://www.monolitonimbus.com.br/tubo-de-pitot-e-acidente-air-france/>>. Consulta: Julio 2014.

La sonda se emplea para medir la velocidad del avión respecto al aire. Por tanto, la sonda está en comunicación con el instrumento del avión que mide la velocidad. El instrumento del avión que mide la velocidad se llama anemómetro.

#### 2.4.1. Construcción de la sonda estática-Pitot

En su forma más simple, la sonda estática Pitot tiene forma de un tubo. El tubo tiene dos conductos: uno de ellos, el conducto central, está abierto por su extremo anterior. Es el extremo que se enfrenta a la corriente de aire. Se llama tubo de Pitot o tubo de impacto. El otro conducto se envuelve y rodea al anterior. Recibe el nombre de tubo estático.

El tubo estático se caracteriza porque tiene taladrados en su pared lateral unos pequeños orificios. Por tanto, los orificios laterales están al abrigo de la corriente de impacto. Están expuestos a la presión ambiente que rodea el tubo y por ello se denominan orificios de estática.



Los extremos de salida de los dos tubos se conducen por tuberías independientes a una cámara especial del instrumento de medida de velocidad de aire. La cámara está separada, en dos compartimientos, por una membrana flexible. Los detalles del instrumento se verán más adelante, de manera que la atención debe fijarse en la sonda de medida.

La sonda estática Pitot debe estar situada en un lugar despejado de la aeronave, allí donde no hay interferencia de la corriente con otras partes del avión. Se ha visto que la sonda contiene, en el mismo tubo, el orificio de impacto y los de estática, como indica la figura.

Figura 22. **Posición del tubo Pitot en el avión**



Fuente: *ubicación del tubo Pitot en el Airbus A320.*

<<http://es.slideshare.net/eflyacademy/instrumentos-de-vuelo-38570266>>. Consulta: Julio 2014.

Sin embargo, otras veces, el tubo de impacto y las sondas de presión estática están en sitios distintos; el motivo es que el fabricante del avión encuentra que es la posición más adecuada para tomar las medidas de presión estática.

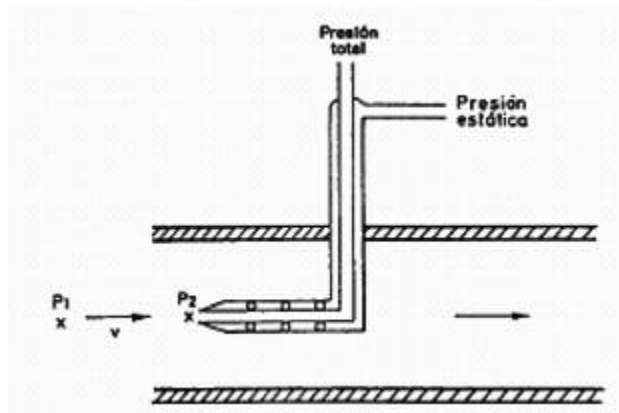
El detalle concreto de instalación varía de avión a avión; incluso, en la mayor parte de las aeronaves, hay dos tubos de Pitot para tener una señal segura y confiable.

#### 2.4.2. Funcionamiento del tubo de Pitot

Cuando el avión se desplaza respecto al aire, a una velocidad determinada, el tubo central del sistema de estática Pitot se llena de aire inmediatamente, pues el orificio frontal está expuesto a la corriente. El aire entra en el tubo y se detiene completamente. En realidad, lo que sucede es que las moléculas de aire se apilan más y más en el interior del tubo hasta que no hay más presión en la corriente para comprimir las dentro del recinto y este queda bloqueado.

Físicamente, lo que ha sucedido es que la presión dinámica del aire (correspondiente a la velocidad del aire) se transforma en presión estática, pues el movimiento del aire se ha detenido. La presión así obtenida se añade a la presión estática ambiente. Por tanto, el tubo hueco está sometido a la presión total del aire, es decir, la suma de la presión estática más la presión dinámica del aire.

Figura 23. Ingreso de la presión de aire al Pitot



Fuente: *Admisión de la presión de aire del tubo Pitot.*

<<http://www.sapiensman.com/tecnoficio/docs/doc17a.php>>. Consulta: Julio 2014.

La figura 23 es un detalle adicional de la sonda estática Pitot, con sus conexiones para el instrumento y el adaptador de calefacción. La calefacción del Pitot se emplea para evitar el bloqueo de los conductos por el hielo.

Este bloqueo falsea completamente las lecturas de velocidad del instrumento. La calefacción es un sistema propio de los aviones que vuelan en condiciones meteorológicas todo el tiempo.

Ya se ha dicho que la sonda de presión estática, en lugar de estar instalada en el tubo de Pitot, puede estar en otro lugar. Normalmente se coloca en una placa circular montada al costado del avión, con los orificios de toma de presión estática. En buena parte del diseño del avión debe haber una placa en cada costado del fuselaje, con el fin de evitar errores de presión estática durante los movimientos de bajadas abruptas del avión.

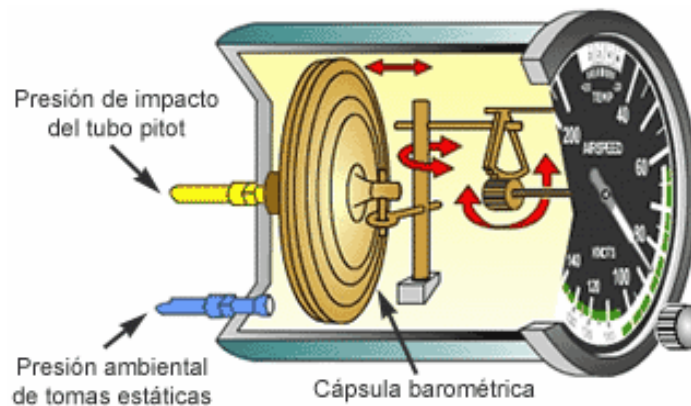
Tanto si los orificios de estática están situados en el tubo de Pitot como en los costados del fuselaje de la aeronave, es cierto que están al abrigo de la corriente. Están expuestos, desde luego, al "ambiente que rodea el tubo", pero no a la entrada directa del aire. Como la presión actúa siempre perpendicular a la superficie de un cuerpo sumergido en él, resulta que los orificios del tubo estático están sometidos a la presión estática del aire.

Entonces, si la presión total del tubo de Pitot (existente en el tubo central) se canaliza hacia una cámara hermética del instrumento, y la estática al otro lado de la cámara del mismo actúa sobre la membrana, depende únicamente de la velocidad de la corriente. Esto es así porque la presión estática actúa en ambos lados de la membrana y se anula mutuamente. Sólo permanece, como fuerza no compensada en la membrana, la correspondiente a la presión dinámica.

La fuerza que ejerce la presión dinámica sobre la membrana es función de la velocidad del avión respecto al aire. Por tanto, el tubo estática-Pitot es un instrumento que sirve para medir la velocidad de la aeronave respecto al aire.

El anemómetro de la aeronave, o indicador de velocidad respecto al aire, está basado en este dispositivo.

Figura 24. **Construcción del indicador de velocidad**



Fuente: *Velocímetro Seccionado*. <<http://www.manualvuelo.com/INS/INS22.html>>.

Consulta: Julio 2014.

- Velocidad del aire

Es imprescindible, a partir de este momento, precisar la velocidad de aire que interviene en el cálculo de los datos de condición de vuelo y de los factores de corrección de los parámetros monitoreados. En aviación manejamos la velocidad indicada del aire que es la lectura del instrumento de cabina.

Esta velocidad, la lectura directa en el dial, incluye y corrige los posibles errores que tiene el instrumento procedente de fabricación. Las siglas de velocidad indicada con IAS, siempre se mide en nudos. Antiguamente, los indicadores de velocidad se calibraban según la Ley de Bernoulli para fluidos incomprensibles,

admitiendo que la densidad del aire era invariable con la velocidad; pero ésta práctica se abandonó con la llegada de aviones de altas prestaciones.

Los indicadores de velocidad se calibran hoy día de acuerdo con ecuaciones que reducen al mínimo los errores de compresibilidad. La presión dinámica calibrada y corregida que se emplea en la actualidad es:

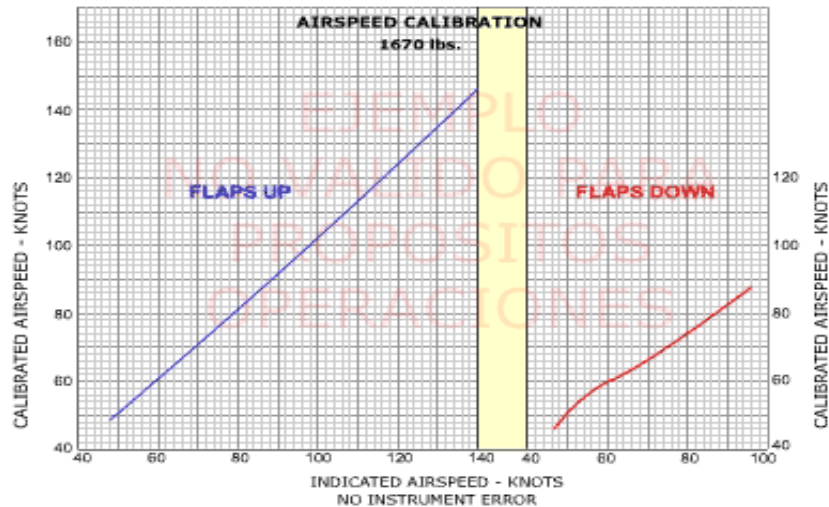
$$p = 0,0658 V^2 (1 + 0.57 V^2 * 10^{-6})$$

Donde p se mide en mm de agua y V en nudos. Hemos visto que el anemómetro mide velocidades tomando como base la presión dinámica del aire.

- La presión dinámica depende de la velocidad al cuadrado y de la densidad del aire. Resulta, entonces que la aguja del anemómetro responde a los dos factores.
- La velocidad es mayor en altura, crece con la altitud de vuelo. Se puede determinar fácilmente mediante tablas gráficas. Lo importante es el concepto: si el sistema de estática Pitot proporciona una marcación donde la velocidad, digamos que compensa, por la vía de aumentar la velocidad respecto al aire, la disminución de densidad propia de volar en un ambiente menos denso.

Se afirma, entonces, que la velocidad indicada es útil para el vuelo y la corrección de la misma es útil para la navegación. En efecto, las actuaciones de vuelo dependen de la velocidad indicada. La densidad del aire interviene en todas las relaciones de fuerzas aerodinámicas, bien de empuje de motores.

Figura 25. **Conversión de velocidad indicada a calibrada**



Fuente: *Tabla de conversión de velocidad indicada.*

<<http://www.manualvuelo.com/INS/INS25.html>>.Consulta: julio 2014.

- Medida de altitud

La altitud de vuelo del avión se determina midiendo en cada instante, a bordo, la presión atmosférica. Es conocido que existe en la atmósfera estándar una relación entre altitud y la presión, de manera que conociendo ésta se puede determinar la altitud de vuelo.

Así, si disponemos de un instrumento que mide a bordo la presión podemos decir que vamos a determinar la altitud según la Atmósfera estándar. El altímetro es el instrumento que mide la altitud de vuelo.

Figura 26. **Indicador de altitud o Altímetro**



Fuente: *Indicador de altímetro*. <<http://jasaaviation.blogspot.com/2014/06/instrumentos-basicos-de-un-avion.html>>. Consulta: Julio 2014.

El altímetro es sencillamente un barómetro, un medidor de la presión del aire. Se denomina altímetro barométrico porque su escala de medidas, en lugar de estar graduada en unidades de presión, está graduada en pies. Transforma los datos de presión estática en indicación de altitud.

Altitud es la distancia vertical que existe entre un punto determinado y un nivel de referencia. La altitud de presión es la que marca el altímetro cuando se ajusta a 1013,2 mb (ó a 29,29 pul Hg.), la presión estándar al nivel del mar. El ajuste se efectúa en la llamada ventanilla de Kollsman.

En día estándar, el altímetro señala la altitud de presión. Cuando se emplea este ajuste del altímetro, se dice que el avión vuela en un Nivel del vuelo. Resulta, entonces, que el nivel de vuelo y altitud de presión son términos equivalentes. Nivel de vuelo 90 es equivalente a altitud de presión de 9.000 pies.

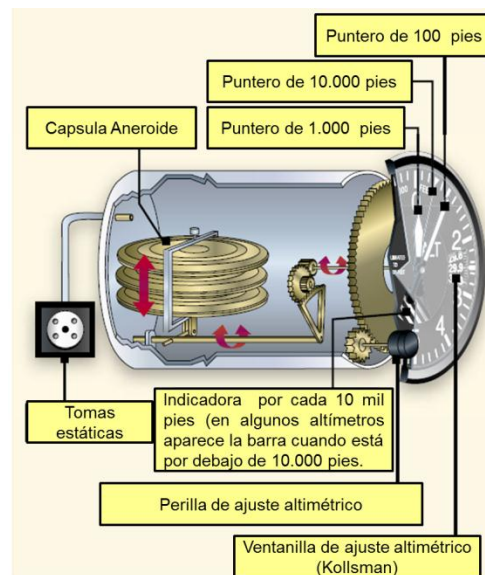
El nivel de vuelo quita los dos últimos ceros de la altitud de presión. Se llama Nivel de Vuelo a la superficie isobárica, identificable cuando el altímetro está

calado a 1.013,2 Mb, cuyos valores de presión se diferencian en cantidades tales que distancia entre dos consecutivas es de 500 pies.

### 2.4.3. Principio de funcionamiento del altímetro

El principio de funcionamiento del altímetro es sencillo, en teoría. El mecanismo consiste en una cápsula metálica, de pared muy delgada y flexible, en el interior de la cápsula se ha efectuado un vacío parcial, muy alto desde luego, y de ahí proviene la denominada cápsula aneroide. La cápsula está sometida, en el exterior, a la presión atmosférica ambiente, a través de un orificio.

Figura 27. **Altímetro con sus componentes internos**



Fuente: *Altímetro*. <<http://hangarr22.blogspot.com/2016/04/altimetro.html>>. Consulta: Julio 2014.

La cápsula también se conecta a la aguja del indicador del instrumento mediante un sistema de palanca y engranajes de transmisión. El hecho importante es advertir que la cápsula cambia de volumen cuando varía la presión del ambiente que la rodea.



Así, si la presión atmosférica exterior disminuye, la cápsula aumenta de volumen. A la inversa, si la presión atmosférica ambiente aumenta, comprime la cápsula y disminuye su volumen.

Estos movimientos de expansión y contracción de la cápsula son transmitidos a la aguja del altímetro de forma conveniente, mediante sistemas de palancas, y permiten fijar la altitud del avión.

Observe las cuestiones siguientes:

- La cápsula tiene forma de fuelle para aumentar su velocidad de respuesta frente a los cambios de presión.
- El altímetro es de los llamados de lectura digital; porque muestra la altitud en dígitos, en forma directa. Es una de las formas de presentación del altímetro.
- La presión en el interior de la cápsula es la que sirve de referencia de medida, esto es, continuamente se está comparando la presión ambiente en la atmósfera donde vuela el avión con la presión interna de la cápsula, que es prácticamente cero.
- Los altímetros actuales no tienen sólo una cápsula. En realidad, es normal la presencia de tres cápsulas con un vacío interior muy alto. La presencia de tres cápsulas favorece a la respuesta del instrumento a los cambios de presión; mejora, pues, la sensibilidad del altímetro.

En la realidad, los movimientos de las cápsulas frente a los cambios de presión son muy pequeños, de manera que el sistema de accionamiento de las agujas precisa de amplificadores de transmisión.

#### 2.4.4. Influencia de las condiciones locales de presión y temperatura

Hasta el momento hemos supuesto el caso ideal (e improbable) de que la presión, temperatura, y densidad del aire permanecen constantes a lo largo de la ruta. La figura es un esquema real.

Figura 28. Condiciones climáticas que afectan el vuelo



Fuente: *Condiciones climáticas que afectan el vuelo*. < <http://html.reglamento-de-vuelo.html> >.

Consulta: Julio 2014.

La aeronave se desplaza desde una zona de bajas presiones y procede hacia otra donde la presión es la estándar.

Desde ahí progresa a otra zona de altas presiones. Veamos los efectos sobre la altitud verdadera del avión.

A la izquierda, el avión, con su altímetro calado a 1.013,2 Mb, se encuentra en una zona de bajas presiones volando, digamos, a Nivel de vuelo 050, con una presión de 835 Mb, que es más baja que la estándar correspondiente a dicha altitud (843 Mb). En realidad el avión, que mantiene el Nivel de vuelo asignado, se encuentra más bajo que la altitud que le correspondería volar en una atmósfera estándar, pues la presión estática en la zona de vuelo es más baja.

Como todos los aviones que vuelan en la zona llevan el mismo ajuste de altímetro, no hay problemas de separación vertical entre ellos, pero si ha de tenerse en cuenta sobre el terreno, el avión vuela más bajo en una zona de bajas presiones.

Cuando el avión del esquema se aproxima a la zona donde las condiciones de la masa de aire se corresponden con los valores estándar, el avión, que mantiene el Nivel de vuelo, realmente ha estado en ascenso imperceptible que le hace ganar altitud sobre el terreno.

En la zona de condiciones exteriores de valores estándar el avión se encuentra, en efecto, a 5000 pies.

Cuando se adentra en la zona de altas presiones, abandonando la región de condición estándar, la aeronave vuela a mayor altitud absoluta que la situación que corresponde a las condiciones estándar.

La posible condición comprometida de vuelo, en relación con la separación con el terreno (altitud absoluta), es cuando se vuela de una zona de alta presión a otra de baja presión. En efecto, a lo largo de este vuelo, disminuye la separación del avión con el terreno.

Con la variación del aire sucede lo mismo. Si el avión asciende en una masa de aire que está más fría que los correspondientes valores estándar, resulta que la presión asciende más deprisa en el aire frío que en "aire estándar", o en el aire cálido. Por tanto, a todos los efectos, el avión, que mantiene un Nivel de vuelo en una masa de aire frío, vuela más bajo de lo que corresponde según las condiciones estándar.

A la inversa, está más alto si el avión vuela en una atmósfera cálida. La posible condición comprometida de vuelo, en relación con la separación con el terreno, es cuando se vuela de una zona de aire templado a otra de aire frío.

Una regla fácil de recordar, que resume la influencia de los cambios de presión y temperatura en la interpretación real de la lectura del altímetro, es la que se enseña que dice así:

- Baja (presión o temperatura) es Baja altitud absoluta.
- Alta (presión o temperatura) es Alta altitud absoluta.

#### **2.4.5. Número de Mach**

Uno de los parámetros más importantes de los flujos unidimensionales que se presentan en el análisis de flujo compresible, es el número de Mach,  $M$ , el cual es la relación de la velocidad local del flujo a la velocidad local del sonido dentro del fluido, o sea  $M = V/c$ , donde  $V$  es la velocidad local, y  $c$  la velocidad del sonido.

El número de Mach es una de las medidas de la importancia que tienen en un flujo determinado, los efectos de la compresibilidad. En el sentido de fuerzas, el número de Mach es la relación existente entre las fuerzas inerciales y las fuerzas originadas por la compresibilidad del fluido. El número de Mach es un término constantemente utilizado por los ingenieros aerodinámicos, para tratar el movimiento de los fluidos sobre los objeto.

El número de Mach recibió ese nombre en honor a Ernst Mach (1838 -1916), quien condujo los primeros experimentos significativos relacionados con el vuelo supersónico en la universidad de Praga, Alemania.

- Regímenes de flujo según M

Teniendo como base el número de Mach se definen generalmente cinco regímenes de flujo, en la siguiente forma:

- Régimen incompresible

El número de Mach es pequeño en comparación con la unidad (aproximadamente 0.2 en un gas perfecto). En esta clasificación, los efectos de compresibilidad se consideran, generalmente insignificantes.

- Régimen subsónico

El número de Mach es inferior a la unidad, pero tiene una magnitud suficiente para quedar fuera de la clasificación del régimen de un flujo incompresible.

- Régimen transónico

El número de Mach es muy cercano a uno, es decir varía de valores ligeramente menores a la unidad y escasamente superiores a ella.

- Régimen supersónico

Es donde el número de Mach es superior a la unidad.

- Régimen hipersónico

Es cuando el número de Mach es muy superior a la unidad.

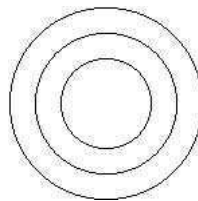
Sin embargo, un avión que viaja con una velocidad de entre Mach 0.75 y Mach 1.20 tiene áreas en su superficie que experimentan ambos tipos de flujo, subsónico y supersónico; los ingenieros aerodinámicos se refieren a este régimen de vuelo (o escala de velocidades) con el nombre de régimen transónico. Los cálculos del flujo del aire en esta área deben hacerse muy cuidadosamente.

- Como se mide Mach

Sea un objeto diminuto se desplaza en el aire a una velocidad  $V < c$ ; el movimiento del objeto crea perturbaciones de presión, las cuales se propagan esféricamente hacia el exterior a partir del objeto, con una velocidad del sonido  $c$ .

Si el objeto no estuviera en movimiento, los frentes de onda se extenderían esféricamente, y tendría las posiciones que se ilustran a continuación, en intervalos sucesivos de tiempo.

Figura 29. **Onda de expansión de la velocidad**

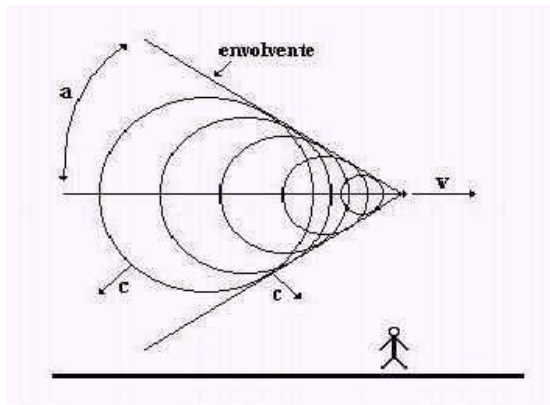


Fuente: *Onda de expansión de la velocidad*. <http://almadeherrero.blogspot.com/2009/02/la-barrera-del-sonido.html>. Consulta: Julio 2014.

Los frentes de onda emergen para formar un frente plano y el fluido que está delante de este frente no recibe ningún efecto del movimiento de la partícula. Si por algún motivo la velocidad local es mayor que la velocidad del sonido, las

pulsaciones individuales se combinan para formar un patrón cónico, como se ilustra a continuación:

Figura 30. **Onda del sonido cono de Mach**



Fuente: *Onda del sonido cono Mach*. <<http://almadeherrero.blogspot.com/2009/02/la-barrera-del-sonido.html>>. Consulta: Julio 2014.

A este patrón se le conoce con el nombre de cono de Mach. El fluido que está por delante del cono, no tiene ninguna perturbación, pero repentinamente sufre cambios de presión, temperatura y densidad, conforme atraviesa el cono de Mach. Cuando un flujo atraviesa cambios repentinos a atravesar una onda, a esta última se le denomina onda de choque.

Se ha logrado hacer visibles los gradientes de densidad en un flujo, utilizando un sistema óptico fotográfico, conocido con el nombre de aparato de Schlieren. Para esto el modelo se debe montar en un túnel de viento o aerodinámico, para que las ondas de choque sean claramente visibles.

Donde el número de Mach se calcula como:

$$M = \frac{V}{c}$$

¿Para qué se utiliza el número de Mach?

Los números Mach 1, Mach 2, Mach 3, etc. se utilizan para indicar la velocidad de un avión u objeto en comparación con la velocidad del sonido. Mach 2, por ejemplo, significa que el avión vuela a dos veces la velocidad del sonido. La velocidad del sonido puede cambiar según las condiciones de la atmósfera.

## **2.5. Análisis de datos de vuelo**

Cada vez más se conservan datos de todos los vuelos, no sólo de los vuelos que producen sucesos significativos. Ahora se conserva una selección de parámetros que es suficiente para caracterizar cada vuelo y permitir un análisis comparativo de una amplia variabilidad operacional.

Se pueden identificar tendencias antes de que se produzca una cantidad estadísticamente importante de sucesos. Las tendencias emergentes y las ya existentes se observan antes de que lleguen a los niveles de activación relacionados con las excedencias.

Ejemplos de parámetros observados: masa de despegue; reglaje de los flaps; temperatura; velocidad de rotación y de despegue en comparación con las velocidades previstas; razón de cabeceo máxima y actitud durante la rotación; y velocidades, alturas y momentos de repliegue del tren.

### **2.5.1. Datos de vuelo observados**

Previo a observar las curvas de comportamiento del motor se debe definir EPR Relación De Presiones Del Motor (*ENGINE PRESSURE RATIO*), relaciona la presión con que salen los gases de escape del motor (Pt7) sobre la presión con que entra al motor.



Este parámetro indica el empuje con el cual se está operando el motor. Si EPR es bajo significa que el motor está efectuando un empuje bajo, por ende las revoluciones del compresor y la turbina son menores, el consumo de combustible es menor y la temperatura de los gases de escape disminuye.

Si EPR es alto significa que el motor está efectuando un empuje elevado, por ende las revoluciones, consumo de combustible, y temperatura de gases aumentan.

En el motor existen sondas de presión estática para la toma de aire a la entrada  $P_e$  y de gases de escape a la salida  $P_{ex}$ , y por medio de transformación de señal neumática a mecánica se pueda observar en los instrumentos del panel de la cabina de pilotos.

El EPR es seleccionado por la tripulación previo al vuelo de acuerdo a la información de los despachadores de vuelo que pertenecen al área de Operaciones; ellos reportan el número de pasajeros que están a bordo, la cantidad de carga que se encuentra en el avión y la cantidad de combustible con que los tanques se encuentran llenos.

Los pilotos tienen a su disposición en la cabina el manual de operaciones del avión, y es en el manual que con el dato de entrada de la carga del avión que se selecciona el EPR para el vuelo.

Un motor sencillo podrá tener tres curvas diferentes de temperatura con respecto al EPR cuando esté operando con tres temperaturas de entrada de aire TAT (*Total Air Temperature*). Es la temperatura exterior estática más el calentamiento que experimenta el aire debido al efecto de compresibilidad diferente.

El análisis de las tendencias puede darse o realizarse únicamente si el impacto de las condiciones de vuelo sobre los parámetros del motor es corregido. Volando a una temperatura constante TAT podríamos tener una tendencia del EGT, pero no sería muy práctico.

### 2.5.2. Indicador EGT

- Temperatura de los gases de escape (*exhaust gas temperature*)

Un factor que limita un motor de turbina es la temperatura de los gases en la sección de la turbina. La temperatura en la sección de la turbina se debe monitorizar para evitar el recalentamiento de las láminas que forman la turbina y de otros componentes de la sección de salida, por ello se incorpora siempre una sonda para medir la temperatura de los gases de escape. Así podemos limitar la potencia del motor controlando la temperatura de escape.

- Datos de vuelo corregidos

Los efectos de la temperatura total de aire a la entrada del motor muestran un severo parámetro llamado EGT corregida. La EGT corregida es calentada dividiendo la temperatura de gases de escape EGT para el parámetro  $\theta_{t2}$ .

- $\theta_{t2}$  Es la razón de temperatura total de aire para la temperatura de un día estándar al nivel del mar 15°C.

- Theta es calculada usando temperatura absolutas (Kelvin o Rankine), entonces  $\theta_{t2} = (TAT+273)$  (15+273.15) donde TAT está dada en grados Celsius.

Para un motor sin deterioro significativo entre dos encendidos, corrigiendo el dato EGT para  $\theta_{t2}$  podría el dato caer en una sola curva y no sobre tres o más posibles curvas.

- La temperatura de gases de escape corregida consiste termodinámicamente definiendo la curva en la curva de calibración del motor.
  - La deterioración podrá mostrarse de acuerdo a los diferentes EPR seleccionados durante la operación de los motores.
  - Cualquier EPR seleccionado durante la operación nos dará un dato válido para el monitoreo de condición del motor.
- Curvas línea - base del motor

La curva línea - base de los parámetros promediados para un motor es calculada en base a lo siguiente:

- Datos de bancos de prueba de fábrica para los diferentes tipos y modelos de motores.
- Las curvas línea - base individual de cada motor son diferentes en base de la curva línea - base promedio porque:

- Las tolerancias del motor cambian de acuerdo a su fabricante.
- Los tiempos y ciclos de utilización son diferentes.
- La calidad de los trabajos hechos por los diversos talleres son diferentes.
- El ambiente de operación dentro del cual el motor funciona.

Los datos corregidos de los motores de fábrica deben estar especificados en los manuales del fabricante dónde se establecen bandas o rangos de tolerancia o el motor es rechazado.

- En el análisis de tendencias, la magnitud absoluta de los parámetros corregidos de los motores se mostrará en las desviaciones respecto a la línea - base es menos importante que el cambio de la magnitud de las desviaciones.

Los efectos de la instalación de los motores en los respectivos aviones sobre las líneas - base de la temperatura de gases de escape son:

- En vuelo la entrada del motor tiene elevadas pérdidas de presión que las condiciones de entrada usadas durante las pruebas en banco.
- El sangrado de aire en vuelo que se le hace a los motores es para la pulverización del avión, resulta un incremento en la temperatura de gases de escape y un incremento en las velocidades de rotación.
- La potencia eléctrica e hidráulica tomada por el avión durante el vuelo de la caja principal de engranajes resalta un incremento del EGT y reducción de las velocidades de rotación.

### 2.5.3. Proceso de diseño

Los datos en vuelo se corrigen respecto a las condiciones de vuelo actuales con las condiciones de un día estándar a nivel del mar por eso los datos son diferentes en cada vuelo y pueden ser comparados. Los valores calculados son comparados con líneas base nominal de cada motor de acuerdo a su fabricante.

- Factores de corrección y estandarización de parámetros
  - $T_o$  = Temperatura estándar a nivel del mar ( $15^{\circ}\text{C}$ )
  - Theta ( $\theta_{T2}$ ) = Temperatura relativa absoluta del motor =  $TAT/T_o$
  - $\sqrt{\theta_{T2}}$  = Raíz cuadrada de theta.
  - $\theta_{T2}^x$  = Theta elevada a la x potencia.
  - $P_o$  = Presión estándar a nivel del mar (14.7 psia)
- Determinación de factores de corrección en vuelo
  - La presión absoluta relativa  $St_2$  es calculada en base al número de Mach y la altitud.
  - El número de Mach proporciona  $P_2/P_{amb}$
  - La altitud proporciona la presión estática  $P_{amb}$
  - $P_{amb}/P_o$  igual  $P_{amb}/29.92\text{"Hga}$
  - $\delta_{T2} = (P_2/P_{amb}) \times (P_{amb}/P_o)$
  - El factor  $\delta_{T2}$  es usado en las correcciones de flujo de combustible.
  - La temperatura relativa absoluta  $\theta_{T2}$  es calculada en base a TAT.
  - $\theta_{T2} = (TAT+273)/288$ .
  - $\theta_{T2}$  = es frecuentemente usada para las correcciones EGT
  - $\sqrt{\theta_{T2}}$  es usada para las correcciones de las revoluciones.

- $\theta_{T2}^x$ , ó Kc es usada para las correcciones de EGT y Wf donde el componente x cambia entre valores 0,5 y 0,8 de acuerdo a diversos tipos y modelos de motores, pero para los cálculos estándar de un motor se puede usar el valor promedio 0,65.
- Línea base del motor
  - Todos los cuatro parámetros (EGT, N1, N2, Wf) pueden ser corregidos por las condiciones de vuelo:
  - EGT dividido para  $\theta_{T2}$ .
  - N1 dividido para  $\sqrt{\theta_{T2}}$ .
  - N2 dividido para  $\sqrt{\theta_{T2}}$ .
  - N2 dividido para Kc y  $\theta_{T2}$ .
  - Kc es calculada en base a la temperatura total de aire (TAT)
  - KC es igual a 0e elevado al exponente x, anteriormente indicado.
  - $\delta_{T2}$  es definido como la presión total relativa en la entrada del aire del motor
  - $\delta_{T2}$  es igual a Pe dividido para Po.
  - $P_{T2}$  es igual a la presión total del flujo de aire dentro del motor, Po es igual a la presión atmosférica estándar a nivel del mar (14,69 psia)
  - $\delta_{T2}$  puede también ser expresada  $(Ps2/Po) \times (PT2/Ps2)$ , (La cual es igual a  $\delta \times (Pt2/Ps2)$ ).
  - $\delta$  es igual a la presión relativa atmosférica (depende únicamente de la presión por altitud).
  - $Pt2/Ps2$  es igual a la razón de presión estacionaria (donde únicamente del número de Mach del avión durante el vuelo.
  - Corrigiendo los datos, las unidades de los mismos no cambian:
  - EGT esta medida con grados Celsius ó Kelvin
  - N1 y N2 en % de RPM

- Wf en libras por hora, ó kilogramos por hora.

### Ejemplo

✓ Datos típicos en vuelo:

Uso aplicable para curvas línea - base con el siguiente ejemplo  
 COMBINACIÓN AVIÓN/MOTOR: 727-200/JT8D-15 Condiciones de Vuelo:  
 Altitud 37.000 Pies Lectura del altímetro  
 Número Mach 0,80 TAT - 10°C  
 IAS 265 nudos Lectura del anemómetro

Parámetros observados del motor:

EPR.....	1,75
N1.....	81, 8%
N2.....	85, 0%
EGT.....	450°C
Wf.....	2.150 pph

Calculo de factores de corrección de vuelo

$(\theta_{T2}, \sqrt{\theta_{T2}}, kc, y \delta_{T2} \text{ para este motor})$

$$(\theta_{T2} = \frac{TAT}{T_o} = \frac{-10 + 273}{288} = 0,91319$$

$$\sqrt{\theta_{T2}} = \sqrt{0.91319} = 0,95561$$

$$Kc = (\theta_{T2})^{0.65} = 0,975$$

- ✓  $\delta_{T_2}$  Con los datos de la cabina del avión Mach, Altitud, EPR, IAS y Po; buscar en la tabla de las propiedades termodinámicas de la atmósfera, según tabla *International Standard Atmosphere* de la OASI.



Tabla I. **Propiedades termodinámicas de la atmósfera**

ALTITUDE (Feet)	TEMP. (°C)	PRESSURE			PRESSURE RATIO $\delta = P/P_0$	DENSITY $\sigma = \rho/\rho_0$	Speed of sound (kt)	ALTITUDE (meters)
		hPa	PSI	In Hg				
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12 192
39 000	- 56.5	197	2.58	5.81	0.1942	0.2583	573	11 887
38 000	- 56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573	11 582
37 000	- 56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573	11 278
36 000	- 56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573	10 973
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10 668
34 000	- 52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579	10 363
33 000	- 50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581	10 058
32 000	- 48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584	9 754
31 000	- 46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586	9 449
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9 144
29 000	- 42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591	8 839
28 000	- 40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594	8 534
27 000	- 38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597	8 230
26 000	- 36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599	7 925
25 000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602	7 620
24 000	- 32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604	7 315
23 000	- 30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607	7 010
22 000	- 28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609	6 706
21 000	- 26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611	6 401
20 000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6 096
19 000	- 22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616	5 791
18 000	- 20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619	5 406
17 000	- 18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621	5 182
16 000	- 16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624	4 877
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4 572
14 000	- 12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	628	4 267
13 000	- 10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631	3 962
12 000	- 8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633	3 658
11 000	- 6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636	3 353
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3 048
9 000	- 2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640	2 743
8 000	- 0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643	2 438
7 000	+ 1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645	2 134
6 000	+ 3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647	1 829
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1 524
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1 219
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	- 305

Fuente: IRIBARNE, John. *Termodinámica de la atmósfera*. P.233.

✓ De los siguientes datos;

$P_{amb}, \sqrt{\theta}, \sigma$  y  $a_{33000}$ .

Ajustar la altitud en un -10%, ALT ó Za = 33300 pies = 10090.91 metros.

Leer los valores en la Tabla de datos de atmosfera de la tabla anterior a 37000 pies:

$$P_{amb} = 3.142 \text{ psi } \sqrt{\theta} = 0.8671 \quad \delta = 0.2138 \quad \sigma = 0.2843 \quad a_{33000} = 573.6$$

Calcular en base de magnitud normalizada la densidad real en el nivel de vuelo  $\rho_{real}$

$$\rho_{real} = \sigma(\rho_o) = 0.2843(1.225) = 0.34826 \text{ Kg/m}^3$$

Calcular en base de la temperatura normalizada la velocidad real del sonido  $a_{real}$

$$a_{real} = \sqrt{\theta}(a_{33000}) = 0.8671(573.6) = 497.36 \text{ nudos}$$

Calcular en base del criterio del número de MACH la velocidad del avión  $V_{avión}$

$$V_{avión} = MACH(a_{real}) = 0.8(497.36) = 397.89 \text{ nudos}$$

Calcular la velocidad relativa del avión – aire

$$V_{real} = V_{avión} - IAS = 397.89 - 265 = 132.89 \text{ nudos}$$

Conversión de la velocidad relativa a [m/s]

$$V_{Rel} = 0.5144(132.89) = 68.36 \text{ m/s}$$

Calcular la presión dinámica del avión

$$P_d = \rho_{Real}(V_{Real}^2)/2 = 813.75 \text{ N/m}^2$$

Calcular la presión estática del avión

$$P_s = \rho_{Real} \times g \times Z_a = 34369.46 \text{ N/m}^2$$

Calcular la presión total del avión

$$P_t = P_d + P_s = 35183.21 \text{ N/m}^2$$

Conversión de la presión total a [psi].

$$P_t = 0.000145 (35183.21) = 5.10 \text{ psi}$$

Calcular  $\delta_{t2}$

$$\delta_{t2} = \left( P_t / P_s \right) \times \left( P_s / P_0 \right) = 0.346$$

Cálculo de parámetros corregidos

$$\text{Calcular } EGT / \theta_{t2} = 766.03 \text{ } ^\circ\text{K}$$

$$\text{Calcular } FC / (\delta_{t2} \times K_c) = 6211.6 \text{ pph}$$

$$\text{Calcular } N2 / \sqrt{\theta_{t2}} = 88.95\%$$

$$\text{Calcular } N1 / \sqrt{\theta_{t2}} = 85.6\%$$

### Cálculo de parámetros base

De acuerdo con el EPR seleccionado por la tripulación para el vuelo, se puede calcular los valores base del motor encontrando la curva de comportamiento de cada uno de los parámetros.

Se procederá a leer  $EGT/\theta_{t2} = 787 \text{ }^{\circ}\text{K}$  a

$EPR = 1,75$  y se estimará la curva para la  $EGT$ :

✓ Punto 1

( $EPR: 1,5$  ;  $EGT: 710$ )

✓ Punto 2

( $EPR: 1,75$  ;  $787$ )

Del criterio matemático de construir la ecuación de una recta con base en dos puntos dados se tiene:

$$EGT: (228 \times EPR) + 388$$

Se procederá a leer:

$FC/(\delta_{t2} \times K_c) = 6700 \text{ pph}$  a  $EPR=1,75$  y se estimará la curva para la  $W_f$ :

✓ Punto 1

( $EPR: 1,5$  :  $5000$ )

✓ Punto 2

( $EPR: 1,75$  :  $6700$ )

Del criterio matemático de construir la ecuación de una recta en base de dos puntos dados se tiene:

$$W_f: (6800 \times EPR) - 5200$$

Se procederá a leer

$$N2 / \sqrt{\theta_{t2}} == 88,5 \% \text{ a } EPR=1,75$$

Se estimará la curva para la N2%:

✓ Punto 1

(EPR: 1,5; N2:85)

✓ Punto 2

(EPR: 1,75; N2:88,5)

Del criterio matemático de construir la ecuación de una recta con base en dos puntos dados se tiene:

$$N2\%: (14 \times EPR) + 64$$

Se procederá a leer

$$N1 / \sqrt{\theta_{t2}} = 86\% \text{ a } (EPR=1,75 \text{ y se estimará la curva para la N1\%:}$$

✓ Punto 1

(EPR: 1,5; N1:82,5)

✓ Punto 2

(EPR: 1,75; EGT:86)

Del criterio matemático de construir la ecuación de una recta con base en dos puntos dados se tiene:

$$N1\%: (23,33 \times EPR) + 45,17$$

Calculo de las desviaciones

- ✓ EGT, N2 Y N1, calculadas sus desviaciones son encontradas por sustracción con los valores base ajustados respecto a los datos observados corregidos.
- ✓ El  $W_f$  calculada su desviación es encontrada usando porcentajes porque el flujo del combustible es ingresado en pph ó Kph.

Usualmente el porcentaje es encontrado dividiendo la desviación para el valor base.

Calcular:

$$\Delta EGT = 766.03 - 787 = -20.97K$$

Calcular %

$$W_f = (6211.6 - 6700) \times (100/6700) = -7.2\%$$

Calcular

$$\Delta N2 = 88,95 - 88.5 = 0,45 \text{ puntos}$$

Calcular

$$\Delta N1 = 85,6 - 86 = -0,4 \text{ puntos}$$

o múltiples parámetros al mismo tiempo.



### **3. COMPARACIÓN DE LAS CONDICIONES DEL MOTOR CON OTROS MOTORES**

Es de suma importancia tomar en consideración la importancia que tiene las condiciones del fabricante de los motores y las condiciones de mantenimiento que este recomienda para prolongar la vida del motor y sus accesorios; para ello se describen las condiciones y tipos de mantenimiento.

El mantenimiento se define como:

“Cualquier acción o combinación de acciones de inspección, reparación, alteración o corrección de fallas o daños de una aeronave, componente o accesorios.”

El Mantenimiento es asegurar que todo elemento físico continúe desempeñando las funciones deseadas. Claramente para que esto sea posible, los equipos deben ser capaces de cumplir esas funciones previstas.

Esto es porque el mantenimiento del proceso de “causar que continúe” solamente puede entregar la capacidad incorporada (confiabilidad inherente) de cualquier elemento. No puede aumentarla.

En otras palabras, si cualquier tipo de equipo es incapaz de realizar el funcionamiento deseado en principio, el mantenimiento por sí sólo no puede realizarlo. En tales casos, se debe modificar los elementos de forma que pueda realizar el funcionamiento deseado, o por el contrario reducir las expectativas.



- Los objetivos básicos del mantenimiento aeronáutico son:
  - Maximizar la seguridad del vuelo.
  - Asegurar el más alto nivel de rendimiento.
  - Optimizar la disponibilidad de la aeronave.
  - Proporcionar el número mayor de horas de vuelo.
  - Minimizar los costos del mantenimiento.
  - En mano de obra, materiales, facilidades.
  - Restablecer la confiabilidad.
  - Reducir el número de fallas.
  - Incrementar el tiempo de operación.
  - Reducir el tiempo fuera de servicio.

Se esperaba que los motores y otras partes importantes se gastaran después de cierto tiempo. Esto condujo a creer que las reparaciones periódicas las tendría las piezas antes de que gastaran y así prevenir fallas. En esos días, mantenimiento significaba una cosa, reparaciones periódicas.

Cuando la idea parecía no estar funcionando, cada uno no asumía que ellos estaban realizando muy tardíamente las reparaciones: después de que el desgaste se había iniciado. Naturalmente el esfuerzo inicial era para poder acortar el tiempo entre reparaciones. Cuando se hacía las reparaciones, los gerentes de mantenimiento de las aerolíneas hallaban que la mayoría de los casos, los porcentajes de falla no se reducían y por el contrario se incrementaban.

Actualmente es ampliamente aceptado que la aviación comercial es la forma más segura para viajar, las aerolíneas comerciales sufren menos de dos accidentes por millón de despegues. Esto corresponde a un accidente cada 3 o 4 semanas en el mundo. De estos, cerca de 1/6 son causados por fallas en los equipos.

- Procesos de mantenimiento

La evolución del mantenimiento se basa en tres etapas básicas que se inició con el *Hard Time*, posteriormente se utilizó el *On Condition* y como último el *Condition Monitoring* el cual se relaciona con el análisis de la confiabilidad entregando como resultado el Análisis de Fallas.

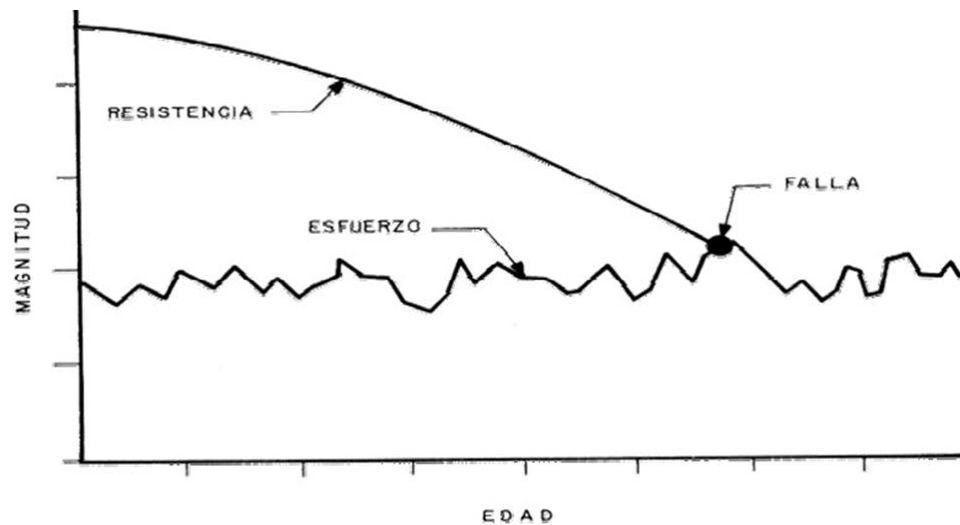
- Proceso límite de tiempo o tiempo rígido (HT: *Hard Time*)

Es un proceso de mantenimiento preventivo propio que requiere que un componente o sistema sea reparado al nivel más alto del estándar especificado en el manual correspondiente.

Las condiciones para elegir un proceso de límite de tiempo son las siguientes:

- La probabilidad de falla se incrementa rápidamente después de una edad particular.
- El reemplazo del componente o sistema debe restaurar la falla.

Figura 31. Resistencia vs. Esfuerzo



Fuente: *Resistencia Vrs. Esfuerzo*. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-34. P. 28.

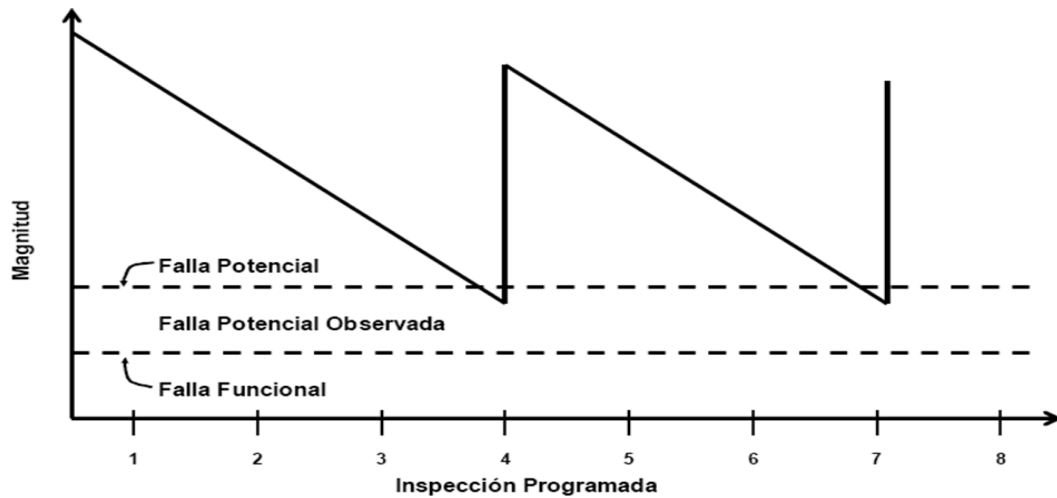
- Proceso a condición (OC: *On Condition*)

Es un proceso de mantenimiento preventivo, el cual requiere que un componente o sistema sea verificado periódicamente o inspeccionado contra algún estándar físico para determinar si puede continuar en servicio.

Las condiciones para elegir un proceso de mantenimiento 'a condición' son:

- Un estándar físico medible altamente relacionado con el modo de falla
- Un intervalo de inspección apropiado
- Costo efectividad.

Figura 32. **Estándar vs. Inspecciones Programadas**

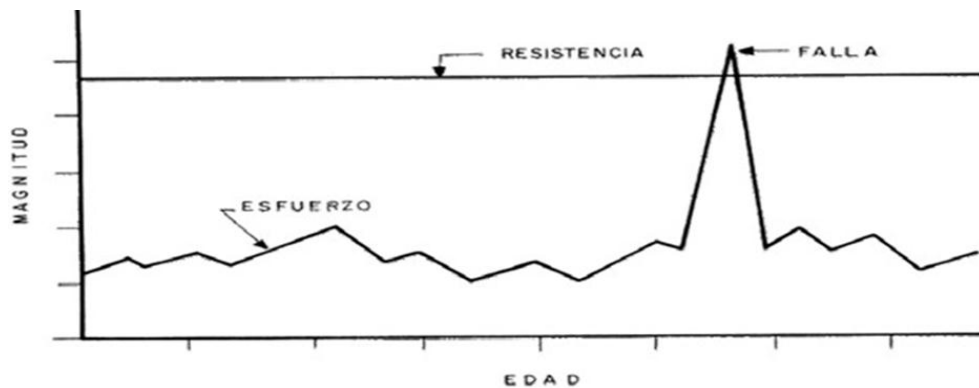


Fuente: *Estándar vrs. Inspecciones programadas*. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-34. P. 28.

- Proceso a condición por monitoreo (CM: *Condition Monitoring*)

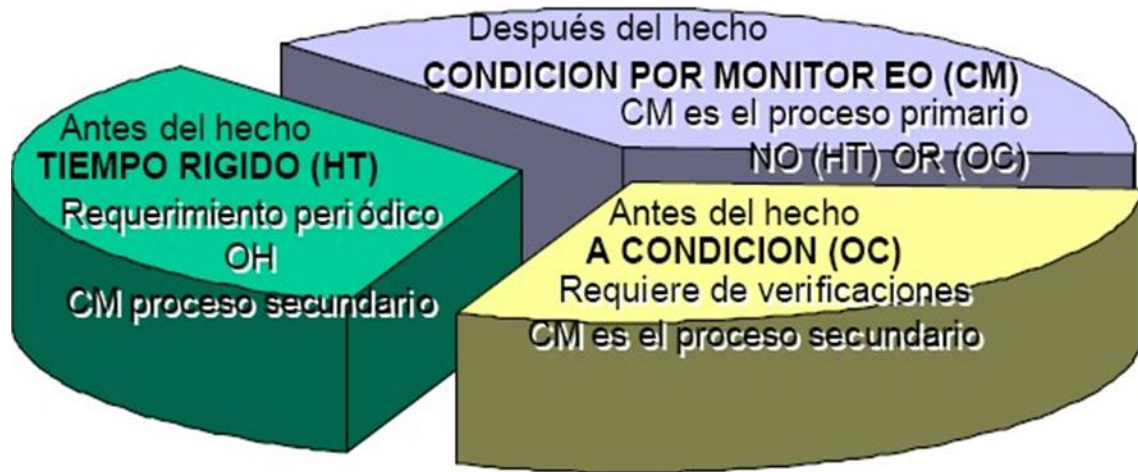
Es un proceso de mantenimiento para componentes (orientado a las tareas) que se les permite operar hasta que fallen. Este proceso está caracterizado por la vigilancia de su confiabilidad mediante la instrumentación de un sistema de análisis.

Figura 33. **Modelo de Mecanismos de Falla**



Fuente: *Modelo de mecanismos de falla*. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-34.P. 28.

Figura 34. **Programas de Mantenimiento MSG -3 Orientado a las Tareas**



Fuente: Gráfico de programas de mantenimiento MSG-3. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-34.

P. 33.

- Generalidades y antecedentes de confiabilidad

Se puede definir confiabilidad como la capacidad de un producto de realizar su función de la manera prevista. De otra forma, la confiabilidad se puede definir también como la probabilidad en que un producto realizará su función prevista sin incidentes por un período de tiempo especificado y bajo condiciones indicadas. Representa la mejor medida de la capacidad de un componente para realizar la función para la que fue diseñado.

La confiabilidad es la probabilidad de que partes, componentes, unidades y sistemas cumplan en un tiempo determinado, sin falla y a un nivel de confianza con la función para que hayan sido diseñados.

Determina:

- Los tiempos a la falla.
- Los modos de falla.

- El tiempo en que comienza el desgaste.
  - La acción preventiva de las fallas que ocurren con mayor frecuencia.
  - La acción correctiva cuando sucede una falla.
  - El tiempo que garantiza un buen funcionamiento.
  - La posibilidad de llevar a cabo una nueva misión.
- Relación entre mantenimiento y confiabilidad

Al mantenimiento centrado en la confiabilidad (RCM) se le llama así porque reconoce que el mantenimiento no puede hacer más que asegurar que los elementos físicos continúan consiguiendo su capacidad incorporada confiabilidad inherente.

No se puede lograr mayor confiabilidad que la diseñada al interior de los activos y sistemas que la brindada por sus diseñadores. Cada componente tiene su propia y única combinación de modos de falla, con sus propias intensidades de falla. Cada combinación de componentes es única y las fallas en un componente pueden conducir a fallas en otros componentes.

Cada sistema opera en un ambiente único consistente de ubicación, altitud, profundidad, atmósfera, presión, temperatura, humedad, salinidad, exposición a procesar fluidos o productos, velocidad, aceleración, entre otros. La función determinada de cualquier equipo puede definirse de muchas formas dependiendo exactamente de dónde y cómo se esté usando (el contexto operacional).

El objetivo principal de RCM está en reducir el costo de mantenimiento, para enfocarse en las funciones más importantes de los sistemas, y evitando o quitando acciones de mantenimiento que no es estrictamente necesario.

- Establecer objetivos y asignar recursos
- Establecer Planes corporativos de implementación de RCM

- Facilitar el análisis del nivel y límites de los activos a aplicar RCM
- Recopilar documentación técnica
- Diseñar la Organización
- Desarrollar sesiones de entrenamiento
- Facilitar la aplicación de software para acelerar el análisis de RCM
- Recopilación y análisis de datos de modos y efectos de fallas
- Implementaciones corporativas.

Figura 35. **Programa de Confiabilidad VS Programa de Mantenimiento**



Fuente: *Gráfico de confiabilidad vrs mantenimiento*. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-34. P. 33.

- Programa de mantenimiento

El programa de mantenimiento se obtiene del estudio del MPD el cual dependiendo de la efectividad para la aeronave y grupo motor se determina que tareas y trabajos aplican para el equipo que se opera.

El resultado es un documento que abarca tanto los sistemas como el grupo motor debido a que el sistema de planeación y control de la producción (de mantenimiento) emite las Órdenes de Trabajo en base a los tiempos que determina el MPD para efectuar las tareas en sus intervalos indicados por medio de las tarjetas de trabajo (*TASK CARD*).

- Manual de planeación del mantenimiento (MPD)

Contiene la información necesaria para programar las actividades de mantenimiento requeridas para integrar un programa de mantenimiento personalizado.

Dicho documento incluye todas las actividades de mantenimiento recomendadas por el fabricante y satisface los requerimientos de la autoridad responsable de la certificación Tipo sobre el tema Instrucciones para Aeronavegabilidad Continua, que en el caso de FAA se especifica en el FAR 25.1529 apéndice H.

Las actividades de mantenimiento programado descritas en el MPD incluyen, más no se limitan, a lo establecido en los siguientes documentos:

- Tipo de avión ( *Aircraft Type*) MRBR
- *Aircraft Type Service Bulletins* (SB)
- Boletines de servicio del tipo de aeronave (*Aircraft Type Service Letters*)
- Directivas de Aeronavegabilidad de Tipo de Aeronave (*Aircraft Type Airworthiness Directives*) (Ads)

Adicionalmente a las actividades de mantenimiento programado incluidas en el MPD se deberá considerar la aplicación de las tareas de



mantenimiento recomendadas por el fabricante de los motores, APU y componentes.

Los operadores usan para desarrollar un programa de mantenimiento programado. El MPD contiene las siguientes secciones:

- ✓ Introducción
- ✓ Dimensiones de la aeronave
- ✓ Diagramas de zona
- ✓ Puertas de acceso y paneles
- ✓ Tareas de Lubricación y filtros
- ✓ Programa de mantenimiento de sistemas
- ✓ Programa de inspecciones estructurales
- ✓ Información de componente

Varios apéndices, relacionados con Unidades Reemplazables (LRUs), formas de reporte de daños estructurales, sumarios de estimados horas hombre para mantenimiento programado, índices /tablas para paquetes particularizados de programas de mantenimiento, referencias cruzadas MPD/MRBR/TaskCard, entre otros.

- Clasificación de los servicios

Los servicios que se aplican para el mantenimiento programado o planificado de acuerdo a lo establecido y autorizado por la autoridad nacional se clasifican de la siguiente manera:

- Tránsito

Este servicio consiste básicamente en una revisión visual general de las superficies exteriores para comprobar la aeronavegabilidad continua y seguridad del avión.

Se revisan todas las superficies exteriores de la aeronave y sus motores, como se ven desde el suelo por evidencia de daños, fugas, condición general y seguridad. Estos servicios se efectúan cuando:

- Siempre que el avión se encuentre en tránsito en cualquier estación.
- Antes de que el avión realice un vuelo de entrenamiento y después de haberlo efectuado.

- Periódico

Este servicio consiste en una revisión visual y de limpieza de los amortiguadores del tren de aterrizaje, revisión por presión de ruedas, revisión del perno de desgaste de los frenos, revisión por fugas y drenado de sumideros y mangas de combustible y la revisión de nivel de aceite del APU.

El servicio periódico debe aplicarse invariablemente cada 2 días.

- Rutinario

Este servicio incluye los servicios de tránsito y periódico así como la revisión visual de los focos de los trenes de aterrizaje compartimentos de carga y aviónica cabina de vuelo y compartimento de pasajeros. Adicionalmente se revisa el nivel y la coloración de aceite la presión tanto de las botellas y cilindros portátiles de oxígeno. Se atenderán además los reportes abiertos de bitácora.

El servicio debe aplicarse invariablemente cada 7 días.

- Servicio “CMR 450 horas”

Este servicio consiste de una actividad CMR requerimientos para la certificación del mantenimiento. Este tipo de actividad debe cumplir con los

mismos requisitos que una directiva de aeronavegabilidad por lo que no podrá extenderse su periodicidad.

- Servicio “A”

Existen tres diferentes servicios A.: A-planeador, A-motor y A-APU que deberán ordenarse en forma simultánea.

El servicio A-planeador atiende principalmente las zonas alas que se tiene fácil acceso: fuselaje, fosos y trenes de aterrizaje, cabina de vuelo y compartimento de pasajeros y de accesorios trasero.

El servicio A-motor se enfoca a las partes visibles del motor, debiendo emplearse un juego de papelería para cada uno de ellos.

El servicio A-APU consiste principalmente en la prueba operacional del APU

Los servicios A tendrán una mayor profundidad que los servicios periódico y rutinario por lo que solo podrán ser efectuados en estaciones autorizadas para tal efecto.

- Servicio “B”

Existen tres diferentes servicios B: B-planeador, B-motor y B-APU que deberán ordenarse de forma simultánea.

Las actividades de las servicios A están comprendidos dentro de los servicio B correspondientes por lo que no se requiere ordenar su aplicación de manera simultánea.

El servicio B-planeador incorpora revisiones en los compartimentos eléctrico-electrónicos y de accesorios delanteros, cambio de baterías así como pruebas operacionales de los sistemas de iluminación alerta y extinción de fuego y del cargador de baterías.

El servicio B-motor incluye el drenado de muestra de aceite el cambio de los filtros de aceite y de combustible la prueba operacional de bujías y la prueba operacional del motor.

El servicio B-APU comprende una inspección visual completa del APU el muestreo de aceite, la revisión del conjunto de la cámara de combustión y su alojamiento el cambio de filtro de combustible y el reemplazo del regulador de presión diferencial.

- Servicio “CMR 2500 horas”

Este servicio consta de dos actividades con una periodicidad de 2500 horas de vuelo y de dos actividades CNR de 5000 horas de vuelo.

- Servicio “C”

Las actividades de los servicios A y B están comprendidas dentro del servicio C por lo que no se requiere ordenar su aplicación de manera simultánea. Incluyendo inspecciones y revisiones minuciosas de los sistemas de los sistemas y estructura del fuselaje empenaje y ala.

- Servicio “E”

El servicio E incorpora las actividades del servicio C. incluyendo actividades que consisten básicamente en inspecciones enfocadas a detectar evidencia de daños o deterioro en la estructura del avión (fatiga, envejecimiento, corrosión, etc.) o de los sistemas en general con base en los criterios establecidos a continuación:

- Siempre que se especifique la inspección interna de elemento estructuralmente significativo.
- Signos externos de discrepancias estructurales tales como pieles arrugadas, remaches flojos, abombamientos, manchas de combustible, hondulamientos.

**Tabla II. Estas tareas se realizan durante la pernocta de la aeronave**

INSPECCIÓN.	INTERVALO.	DESCRIPCIÓN.
<b>Servicios "A" por Horas de Vuelo.</b>		
"A". "2A". "3A". "4A".	500 hrs. 1,000 hrs. 1,500 hrs. 2,000 hrs.	Tareas que cubren: – Inspecciones visuales – Servicios de limpieza y lubricación. – Pruebas operacionales y Funcionales.
<b>Servicios "C" por Horas de Vuelo.</b>		
"C". "2C". "3C". "4C".	5,000 hrs. 10,000 hrs. 15,000 hrs. 20 000 hrs.	Tareas que cubren: – Inspecciones visuales – Servicios de limpieza y lubricación. – Pruebas operacionales y funcionales. – Verificación por fugas de fluidos. – Lectura de parámetros. – Reemplazo de componentes fuente.
<b>Servicios por Tiempo Calendario.</b>		
"Dy". * "LC". * "WY".	Diario. Cada 48 Hrs. Semanal.	Tareas efectuadas durante los Servicios de pernocta y semanal.
"1 YE". "2 YE". "4 YE". "8 YE". "12 YE".	1 Año. 2 Años. 4 Años. 8 Años. 12 Años.	Tareas que cubren daños ocasionados por el medio ambiente.
Nota.- Los servicios calendario "YE" se deberán realizar durante el mes de aniversario de fabricación de la aeronave o bien en el mes que se cumpla un año de haberse efectuado dicho servicio**.		
<b>Servicios por Ciclos</b>		
Inspecciones Estructurales.	Umbrales	Intervalos
	18,000	3,000
	24,000	6,000
	36,000	12,000
		18,000 24,000
Tareas que cubren daños por fatiga.		

\* Estas tareas se realizan durante la pernocta de la aeronave.

\*\* Ver la extensión de tiempo calendario en el capítulo 0 de este Manual.

Fuente: *Tareas de pernocta de la aeronave.* Manual AMM CRJ200 ATA 70-80-36. P. 42.

- Documentos técnicos para el mantenimiento:

- Orden de trabajo (O.T.)

La OT es el documento que contiene instrucciones para efectuar un trabajo específico en una aeronave. La OT es empleada para tener el control, así como constancia de aplicación de un trabajo, el cual puede ser resultado de una inspección, trabajos no rutinarios, cumplimiento de un boletín de servicio, cumplimiento de una directiva de aeronavegabilidad. Sirve también para que los materiales empleados en su ejecución se carguen en el sistema, y de esta forma poder costear los trabajos que se efectúan a las aeronaves.

- Directivas de aeronavegabilidad

“Documento de cumplimiento obligatorio expedido por la Autoridad Aeronáutica, agencia de gobierno u organismo acreditado responsable de la certificación de aeronaves, motores, hélices y componentes que han presentado condiciones inseguras y que pueden existir o desarrollarse en otros productos del mismo tipo y diseño, en el cual se prescriben inspecciones, condiciones y limitaciones bajo las cuales pueden continuar operándose.”

- Boletines de servicio

“Documento emitido por el fabricante de cierta aeronave, componente o accesorio, mediante el cual informa al operador o propietario de la aeronave, las acciones operacionales y/o de mantenimiento adicionales al programa de mantenimiento, las cuales pueden ser modificaciones desde

opcionales hasta mandatorias, que tienden a mejorar las condiciones de operación de una aeronave.”

Se clasifican con el siguiente orden de importancia en su cumplimiento:

- Alerta
- Mandatorio
- Recomendado
- Opcional
- Informativo

○ Orden de Ingeniería (OI)

Procedimiento que describe el paso a paso de una tarea de índole técnico a ejecutar en una aeronave, que incluye, entre otros procedimientos: remoción, inspección, instalación y pruebas según aplique; la cual es diseñada por un ingeniero. Para el caso de empresas y talleres deberá estar aprobado de acuerdo conforme con lo establecido en el M.G.M.

Las instrucciones del llenado de una Orden de Ingeniería son las siguientes:

- Número de Orden de Ingeniería.
- Revisión
- Referencia
- Número de modificación
- Título
- Cumplimiento
- Materiales
- Observaciones

- Nombre del ingeniero que elaboró la Orden de Ingeniería
- Nombre del ingeniero quién revisó la Orden de Ingeniería
- Fecha de Emisión.
- Nombre del Ingeniero que autoriza la realización de la Orden de Ingeniería.

Es de suma importancia realizar esta comparación del motor V2500, siendo este un turborreactor versus a los turbofán, turbohélice, ya que con ello se podrá considerar la importancia que este tiene. El motor turborreactor se conforma de una entrada de aire, un compresor de aire, una cámara de combustión, una turbina de gas, y una tobera.

El aire entra comprimido en la cámara, se calienta y expande por la combustión del combustible y entonces es expulsado a través de la turbina hacia la tobera siendo acelerado a altas velocidades para proporcionar la propulsión. Los turborreactores son ineficientes y ruidosos.

Por razones económicas, muchos aviones modernos utilizan en su lugar motores turbofán, pero los turborreactores todavía son muy comunes en los misiles de crucero de medio alcance, debido a su gran velocidad de escape, baja área frontal y relativa simplicidad.

En comparación con los otros motores, el turborreactor es más eficiente en términos de consumo de combustible, más sencillo y con menos partes móviles, con una mejor relación peso/potencia, menor mantenimiento y su vida útil es más larga.

El turbofán lo utilizan la mayoría de los aviones por razones económicas. Se caracterizan por disponer de un ventilador en la parte frontal del motor. El aire que entra se divide en dos caminos: flujo de aire primario y flujo secundario o flujo derivado.



El flujo primario penetra al núcleo del motor y el flujo secundario se deriva a un conducto anular exterior y concéntrico con el núcleo. Los turbofanos consumen menos combustible, producen menor contaminación y ruido ambiental.

El turbofán consiste en el ventilador, unos compresores, una cámara de combustión, turbinas, un escape y un conducto del flujo secundario. En el ventilador se inicia la propulsión. Le atraviesa un flujo de aire que se divide en dos corrientes: la primaria y la secundaria.

La corriente primaria entra a través de los compresores y, después de varias etapas de compresores, sale con una presión treinta veces superior de la que tenía en la entrada y a una temperatura próxima a los 600 °C y entra a la cámara de combustión, donde se mezcla con el combustible y se quema la mezcla, alcanzándose una temperatura superior a los 1100 °C.

El aire caliente que sale de la cámara, pasa a través de los álabes de varias turbinas, haciendo girar diversos ejes. Una vez que ha pasado a través de las turbinas, sale por una tobera por la parte posterior del motor. Las estrechas paredes de la tobera fuerzan al aire a acelerarse. El peso del aire, combinado con esta aceleración produce parte del empuje total.

El conducto del flujo secundario rodea concéntricamente al núcleo del motor. Sus paredes interna y externa están cuidadosamente perfiladas para minimizar la pérdida de energía del flujo secundario de aire y optimizar su mezcla con el escape del flujo primario.

El turbohélice es muy parecido al turborreactor pero la diferencia es que el turbohélice tiene montada delante una hélice propulsada por una segunda turbina. Así la propulsión se debe a dos causas: a los gases que salen por la parte posterior y al empuje de la hélice.

El aire entra al motor y pasa por una serie de etapas de compresión donde el aire va adquiriendo presión. Ese aire entra a la cámara de combustión, donde se mezcla con el combustible. Una vez quemada, entra a la turbina y pasa por las distintas fases de la turbina, que está unida a las etapas compresoras y a la hélice, por lo que mueve todo lo anterior. La ventaja fundamental de los motores turbohélices es su eficiencia propulsiva y su economía de funcionamiento.

Consumen en torno a un 30 por ciento menos que el turbofán y además las nuevas generaciones han mejorado mucho la cantidad de ruido procedente de las hélices. Sin embargo, la propulsión con hélice, que es muy eficiente a bajas velocidades, pierde mucha eficacia a medida que la velocidad de vuelo aumenta.

Eso es debido a que las puntas de la hélice generan una resistencia cada vez mayor a medida que el avión gana velocidad y por tanto la eficiencia propulsiva disminuye. El gran inconveniente de este tipo de motores, por lo tanto, es su velocidad, ya que esta está limitada por la resistencia de la hélice que puede llegar a romperla en caso de llegar sus puntas a la velocidad del sonido. Los turbohélices serán muy eficientes y económicos para trayectos cortos.

### **3.1. Interpretación de datos del fabricante**

Según el fabricante IAE (*International Aero Engine*) en la referencia EASA.E.069 se describen los datos del motor V2500:

Modelo	V2500
Fabricante	IAE
Fecha de solicitud de certificación AESA	12-feb-93

Bases de certificación	número FAA TCDS E40NE
Normas de aeronavegabilidad	JAR - E 4 de mayo de 1990
Condiciones especiales	SC1 – <i>Bird Strikes</i> (pajarazo)
SC2 – Inclemencia del tiempo	DGAC-F letter 53605/SFACT/N.ME
Hallazgos de seguridad equivalentes	Ninguna
Desviaciones	Ninguno
Los requisitos de protección	Anexo16 de la OACI Volumen II, segunda edición, medio ambiente enmienda 2, efectivo el 11 nov. 93
Aplicable a los motores de turboventilador	medio ambiente de la AESA
Tipo de asignación	4W5198

- Descripción:

Rotor de doble, de flujo axial, alta relación de derivación motor turbofán

- Ventilador de una sola etapa, de 4 etapas del compresor de baja presión ( LPC ), etapa del compresor de alta presión ( HPC )
- Cámara de combustión anular
- 2 etapas de la turbina de alta presión ( HPT ), etapa de la turbina de baja presión ( LPT )
- Doble canal plena autoridad de control digital del motor (FADEC).
- Dimensiones:
  - Longitud total: 3201 mm

- ancho 1682 mm
  - Proyección radial máxima: 1093 mm (V2500)
  - Peso: 2,404 kg (V2500), incluye todos los accesorios esenciales, pero excluye de arranque, tobera de escape, y la fuente de energía para el sistema de encendido de la serie A5.
- Valoraciones:  
Empuje de despegue del V2500-A5: 11031 daN  
  
Empuje máximo continuo del V2500-A5: 9892 daN
  - Sistema de control:  
El software es parte del diseño del motor Tipo, en la certificación inicial:
    - Versión SCN- 10 - V2500
    - Fluidos

### **3.1.1. Combustible y aditivos**

Combustibles y aditivos de combustible conforme a las especificaciones indicadas en el último número aplicable de la *Aero Internacional Motores V2500* Instrucciones de manejo (IAE -0043 / 0174 - IAE). El combustible A-1 se puede usar por separado o mezclados en cualquier proporción sin afectar adversamente la operación del motor o salida de potencia.

- Aceite

Aceites conformes a las especificaciones indicadas en la *Internacional Aero Engines V2500* y Manual de funcionamiento (IAE-0043 / IAE - 0174), la última revisión, están aprobados para su uso en el V2500 / motor.

- Accesorios del Vs500
  - Manejo: arranque del motor

Tabla III. **CCW = En sentido antihorario (CounterClock-Wise).**

V2500-A5						
Manejo	Rotación	Relación de transmisión/ HP rotor	Continuo Esfuerzo de torsión (daNm)	par estático (daNm)	sobrecargas de torsión (daNm)	Momento en voladizo (daNm)
Arranque de motor	CCW	0.941	-	*	-	6.2
Generación eléctrica	CCW	0.604	**	124.3	**	9
Generación Hidráulica	CCW	0.267	14.7	73.5	22	4.5

Fuente: *Manejo de arranque del motor anti horario.* Manual AMM CRJ200 ATA 70-80-36. P. 47.

- El par máximo de arranque = 63.7 daN.m. en cero rpm. El valor máximo permisible de par de arranque es 159,3 daN.m.
- Los valores de par continuo máximos admisibles son equivalentes a 131 kW a cualquier velocidad del motor.

- El seguimiento condiciones de sobrecarga pueden ser acomodados:

Tabla IV. **Máximo permisible de purga de aire de extracción**

Poder (kw)	Tiempo en duración	Tiempo recurrente (Hrs)
168	5 minutos	1000
168	5 segundos	1
336	5 segundos	1000

Fuente: *Máximo permisible de purga de aire de extracción*. Manual AMM CRJ200 ATA 70-80-36.

P. 48.

Tabla V. **Condiciones del Motor V2500**

V2500 -A5		
Ubicación de purga	HP rotor de velocidad corregido	Limite de flujo de aire ( 2 )
HPC 7ª etapa	En o por debajo del 90 % de los N2K De 90 % a 97 % de N2K Por encima de 97 % de N2K	8.2 % del flujo de aire primario variación lineal entre 8,2 % y 6 % De flujo de aire primario 6 % de flujo de aire primario
HPC décima etapa ( 1 )	En o por debajo del 61% de N2K Del 61% al 78 % de N2K Del 78% al 97 % de N2K Por encima de 97 % de N2K	13,7 % de flujo de aire primario variación lineal entre 13,7 % y 12 % de flujo de aire primario variación lineal entre 12 % y 6 % de flujo de aire primario 6 % de flujo de aire primario

Fuente: *Condiciones del Motor V2500*. Manual AMM CRJ200 ATA 70-80-36. P. 48.

(1) Sin 10ª Etapa corrimiento permitió debajo de 6700 m (22.000 pies). Al nominal máxima continua y superior.

(2) El uso simultáneo de los días 7 y 10 de la etapa de purga en condiciones de limitación sólo se permite cuando sea requerido por un mal funcionamiento y sólo hasta el primer aterrizaje.

A 5°C (40°F) de temperatura ambiente y por debajo, se permite un máximo de 2 % de purga 10ª etapa en el despegue Clasificación y 10ª etapa 4 % sangran a la nominal máxima continua.

El séptimo permisible y / o de purga etapa 10a es además de la purga utilizado para la protección de entrada de anti- formación de hielo.

El uso simultáneo de los días 7 y 10 de purga etapa se permite en cualquier condición de potencia debido al mal funcionamiento y sólo hasta el primer aterrizaje.

18 % para temperaturas ambiente de -1°C (30°F) y por debajo solamente.

Cuando se requiere un flujo de purga simultánea, la adición del 7 al 10 de purga etapa no puede exceder el total de límites de extracción se muestra a continuación:

Límite de purga combinada Max (% del flujo de aire primario)

De 79 % a 80 % variación lineal N2K	Entre 16 % y 16,5 %
-------------------------------------	---------------------

De 80 % a 87,5 % N2K	16.5%
----------------------	-------

A partir de 87,5 % a 91 % N2K	Variación lineal entre 16,5 % y 12,5
-------------------------------	--------------------------------------

De 91 % a 96 % N2K	12,5 %
--------------------	--------

- Temperatura de los gases de escape (Actual/indicaciones)  
La temperatura del gas de escape se mide en la estación (después de la etapa LPT1).
- Los valores de EGT aprobados máximos permisibles para los modelos de motores individuales, aunque estos los valores máximos no pueden ser implementados en todos los modelos. El Manual de instalación y funcionamiento, Documento No. IAE -0043 (V2500), para obtener información que define los valores límite EGT actualmente asignado a modelos de motores específicos.
- El software CEE proporciona la capacidad de empuje se indica frente a los valores reales EGT con el fin de proporcionar consistente muestra valores límite EGT a la aeronave.
- Temperatura del aceite (°C) :
  - En la salida de la bomba de presión:
    - ✓ Continúa máxima: + 155
    - ✓ Transitoria máximo (15 minutos): + 165
- Temperatura de entrada de combustible (°C) :
  - A la entrada del motor de la bomba de combustible:
    - ✓ Mínimo: - 54
    - ✓ Máximo: + 54



- Límites de Velocidad de rotación :

- Velocidades de rotación máximas

Rotor de baja presión (N1) 5,650 (100 %)

Rotor de alta presión (N2) 14 950 (100 %)

- Velocidad de rotación mínima para la operación durante condiciones de congelamiento :

- Rotor de baja presión (N1) 1.400 (24,8 %)

- Límites de presión:

En la entrada a la bomba del sistema de motor, no menos de 34,5 kPa por encima de la verdadera presión de vapor del combustible y no mayor que 483 kPa, con una relación de vapor / líquido de cero.

- Límites de presión de aceite:

- Mínimo: 414 kPa.

Instrucciones de funcionamiento y de Servicio:

Tabla VI. **Descripción de las secciones del Manual según el fabricante**

V2500-A5	
Instalación y Manual de funcionamiento V2500	IAE-0043
Instrucciones de funcionamiento V2500	OI-V2500-1IA
Manual de los Límites de tiempo V2500.	T-V2500-1IA
Manual del motor V2500	E-V2500-1IA
Manual de Mantenimiento V2500	M-V2500-1IA

Fuente: *Secciones del Manual del fabricante*. Manual AMM CRJ200 ATA 70-80-36. P. 49.

- Las calificaciones se basan en el nivel del mar estático operación de banco de pruebas en las siguientes condiciones:
  - De entrada del motor de aire a 15 °C (59 °F) y 101,32 kPa ( 29.92 in.Hg )
  - Combustible y aceite específico.
  - No hay ventilador o un compresor de aire de purga o de la carga en las unidades accesorias.
  - recuperación de la presión de entrada Ideal.
  - Un sistema de escape mixto que tenga ninguna pérdida de presión interna y un coeficiente de velocidad de boquilla primaria mixta igual a 1,0.

El ajuste de potencia, controles de potencia, y el control de la potencia del motor en todas las operaciones se basa en *Internacional Aero Motores AG*, tablas del motor se hace referencia a cualquiera de la presión del gas sección de descarga de la turbina o de baja velocidad del rotor. La presión sondas y un sensor de baja velocidad del rotor se incluyen en el conjunto del motor.

La información sobre el eje del rotor transitorio de exceso de velocidad rpm, así como el gas transitorio de exceso de temperatura y el número de exceso de temperatura ocurrida, se especifica en el Manual de Mantenimiento documento aplicable.

Los límites de la vida de ciertas partes del motor se definen en el Manual de la Hora V2500 aplicable, capítulo 05.

El EMI capacidad de protección del sistema de control electrónico del motor, incluyendo los cables, se especifican en el Manual V2500 de instalación y funcionamiento, (IAE -0043 / 0174 - IAE), Sección 4.12.

Este motor está aprobado para su uso con el sistema de inversión de empuje identificado como Dibujo Número 745D8018. Consulte FAA Certificado Tipo Suplementario SE1091NE.

### **3.2. Condiciones actuales del motor**

En el proceso de preservación y condiciones actuales del motor V2500 se debe de contemplar los siguientes aspectos técnicos:

- Drenar el sistema de aceite del motor.
- Reabastecimiento del sistema de aceite del starter.
- Chequear el nivel de aceite y filtro del indicador de presión diferencial
- Limpiar y examinar el motor.
- Proteger las superficies externas del motor.
- Procedimiento normal de arranque del motor en automático.
- Procedimiento normal de arranque del motor en manual.
- Realizar un test operacional de las reversas de empuje.

#### **3.2.1. La preservación de un motor**

Es un proceso muy importante y delicado el cual se debe llevar a cabo siguiendo los procesos dados por el manual de mantenimiento del respectivo motor, en nuestro caso se muestra el proceso para el motor V2500 según el manual de mantenimiento del Airbus A320.

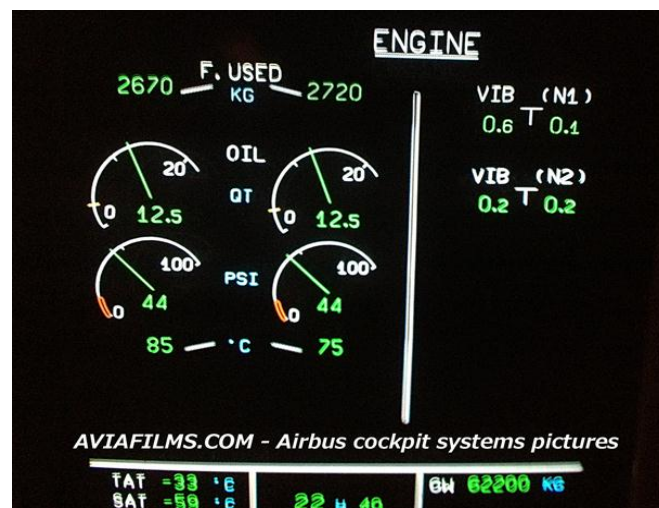
Los datos de funcionamiento de motor se pueden ver más a detalle en los siguientes manuales:

- Manual de mantenimiento.
- Manual del motor.
- Componentes Manuales de Mantenimiento.

- Proceso de revisión y Manual Consumibles.
- Prácticas estándar y los procesos manuales.
- Plazos Manual.

Valores y características del presión y temperatura de aceite de lubricación del motor V2500-A5.

Figura 36. Indicadores de presión de aceite N1 y N2



Fuente: Indicadores de presión de aceite N1 y N2. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-56. P.48.

Se hace un monitoreo permanente de vibraciones en los motores de los aviones, no hay más que mirar la página de *Engines* del *ECAM* de los Airbus.

El tipo de mantenimiento e inspecciones a los motores V2500, se realizan en intervalos, las inspecciones y las tareas están estipuladas en el programa de mantenimiento del avión o del motor como tal.

Dentro del sistema de monitoreo de tendencias de parámetros para estos motores es provisto por el *ADEM*.

Este recibe la información en tiempo real de los parámetros de los motores a través del sistema *ACARS* instalado en los aviones, y en caso de haber una excedencia en cualquier fase de vuelo, o mal funcionamiento de algún sistema, se genera un reporte automático a una estación en tierra que pone en contacto con el centro de control de IAE para emitir las recomendaciones y procedimientos correctivos. Así también se mantiene un control sobre el consumo de aceite de los motores.

Los datos ingresados de los motores diariamente que son procesados por el programa y almacenados en un archivo histórico del avión. (Al menos de un mes para sacar un promedio de funcionamiento).

La data es alimentada automáticamente por el avión hacia el *ADEM* vía *ACARS*.

Los datos que se tabula manualmente son los datos de consumo de aceite. La información que se ingresa al *ADEM* se transmite de forma automática por el avión (parámetros de operación del motor: *EPR*, *N1*, *N2*, *EGT*, *Core Speed*, *vibración*) vía *ACARS*.

### **3.2.2. *ACARS (Aircraft Communication Addressing and Reporting System)* Sistema de notification**

El sistema *ACARS* es una red de comunicaciones aire/tierra; se usa para transmitir o recibir datos de forma automática o manual. Está dedicado a mantenimiento y operaciones comerciales. Permite la comunicación sin intervención humana, libera a la tripulación de operaciones repetitivas. Los mensajes habituales son:

- Carga de pasajeros.
- Informes de despegues.
- Informes de aterrizaje.

- Combustible.
- Datos de las características del motor.

Este sistema permite la comunicación entre avión y compañía aérea. Existen cuatro redes de comunicación en el mundo:

- ARINC en USA.
- CANADIAN en Canadá.
- JAPANESE en Japón.
- SITA en las otras regiones

Figura 37. **El tipo de mensajes que se transmiten son mensajes digitales, en la frecuencia VHF (129 MHz a 137 MHz)**



Fuente: *Transmisión en frecuencia VHF*. Manual IPC CRJ200 ATA 34-18-12. P.8.

El ACARS establece un dialogo interno con los sistema del aeronave mediante buses ARINC 429. Cualquiera de las funciones del ACARS puede modificarse a través de la programación del ACARS MU. EICAS (*Engine Indication AND Crew Alerting System*) sistema de indicación de los motores y de alerta a la tripulación. Es el encargado de proporcionar toda la información del motor y avisos a la tripulación. Es el sistema que utiliza Boeing análogo al ECAM de AIRBUS.

Figura 38. **Parámetros del Motor V2500**



Fuente: *Parámetros del motor V2500*. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-34. P.59.

### 3.3. Eficiencia del motor

Para que se dé una buena eficiencia en la tecnología, el diseñar y fabricar componentes de gran precisión, en condiciones extremas de presión y temperatura, lleva a estándares sumamente críticos, de los que depende la fiabilidad del motor y por lo tanto la del avión en general.

El desgaste que experimentan partes como las cámaras de combustión, sobre todo las turbinas, que sufren todo tipo de ataques químicos, de sollicitaciones térmicas y de cargas aerodinámicas en la obtención de energía mecánica, constituye un desafío en el campo de la ingeniería. Esto lleva a un continuo trabajo de investigación, filosofía que siempre ha estado presente en los Estados Unidos y que empieza a cobrar fuerza en diversos países de Europa y otros países asiáticos emergentes como China.

Los campos de investigación y desarrollo en los que se está actuando en la actualidad son principalmente, para la industria civil.

Desarrollo de métodos y tecnologías dirigidas a aumentar la eficacia y prestaciones de estos sistemas, mejores compresores, menores pérdidas intersticiales de aire, mayores temperaturas de fin de combustión y materiales preparados para soportarlo estrechamente ligadas al uso de nuevas técnicas informáticas de simulación como el D.N.S. (*Direct Navier Stokes*) que permite la simulación del flujo a través de perfiles de manera mucho más precisa de lo que era hasta ahora, pudiendo hacer estudios directamente en 3D sobre los álabes y predecir con mayor fiabilidad el flujo secundario que se va a presentar en compresores y turbinas entre otras cosas.

Como el DNS es muy costoso en tiempo de cálculo y se reserva a elementos muy reducidos, existen otros métodos numéricos tal como el A.N.S que es el preponderante en ingeniería (emplea las ecuaciones de *Navier Stokes Reynolds* promediadas) y el L.E.S. (*Large Eddy Simulation*) que se sitúa entre el DNS y el ANS.

Todos estos desarrollos numéricos están ligados a los avances en la tecnología de los superordenadores y tienen como mayor dificultad el modelizado de la turbulencia que se presenta en el flujo que pasa por las turbo máquinas.

Desarrollo de métodos y tecnologías que reduzcan el impacto medioambiental (emisiones de hidrocarburos que no hayan quemado bien, HC, monóxido de carbono, CO, y óxidos de Nitrógeno, NOx, relacionados con la destrucción de la capa de ozono, la lluvia ácida y con la niebla química: "smog") y también la emisión de ruido, mejorando el diseño de los dos primeros escalones del compresor que es donde se genera la mayor parte del ruido de este componente, reduciendo la velocidad de los gases de escape con mayores relaciones de derivación, usando toberas especiales contorneadas que reducen ruido, etc.



Estos desarrollos se persiguen mediante numerosos programas que pueden cambiar de nombre a medida que se actualizan: al principio de los años 2000 se podía ver el *EEFAE* (*Efficient and Environmentally Friendly Aero Engine*) para el desarrollo de motores más limpios o el programa *Silence(R)* liderado por *SNECMA* para la reducción de ruido.

Uso de motores mucho más eficientes en los nuevos aviones desarrollados en los que incorporan mejoras económicas y ecológicas. Son los motores utilizados en los aviones A380 y 787. Éstos son los Rolls-Royce Trent 900 y General Electric GEnx o Rolls-Royce Trent 1000.

Fuera de estos tres grandes fabricantes de motores operan otros fabricantes que colaboran con los primeros dentro de alianzas comerciales o como subcontratistas. Cabe señalar el francés *SNECMA* que beneficia tanto como GE del éxito del CFM-56, el alemán MTU y el japonés JAEC con el V2500 (IAE). También se pueden mencionar Avio (Italia), Volvo Aerospace (Suecia) o ITP (España).

En los últimos veinticinco años, los motores civiles han duplicado su eficiencia (incremento del 20 % en los últimos diez años), las emisiones de NOx han disminuido más de un 20 %, y las de CO2, un 50 %. No obstante, el sector sigue invirtiendo fuertemente en desarrollar tecnologías que mejoren aún más sus características.

Así, los objetivos para los próximos años son la reducción en las emisiones de CO2 y de NOx (en un 12% y un 60% respectivamente), mejorar la fiabilidad (en un 60%) y reducir los plazos de desarrollo en un 50 %. Asimismo se espera disminuir el coste del ciclo de vida (en un 30%) y disminuir el impacto producido por el ruido y que tantos problemas está dando a los aeropuertos y a la población civil que rodea a éstos.

El motor V2500 tiene una reputación por su rendimiento durabilidad, fiabilidad y combustible de clase mundial quemadura. Esto se debe a la filosofía de la mejora continua del IAE y para clientes que mantienen sus motores con los más altos estándares.

Los registros del IAE han demostrado que los motores se mantienen a estos estándares cubiertos por un acuerdo de horas Flota (FHA) , consumen menos combustible , tienen menos extracciones no programadas y tener tiempo entre las visitas taller hasta un 20 por ciento más .

### **3.3.1. ATA 71PowerPlantplanta de poder**

El ATA es el sistema de codificación de los capítulos de *Air Transport Association (ATA)*, incluye la evaluación/monitoreo/inspección de los sistemas y equipamientos. Dentro de ellos se encuentra la asignación de la sección de Motores o planta de poder, desglosándose en sub ATA's que describe los pasos de mantenimiento por secciones que conforma toda la sección del motor.

- Números de versión de motor

Para una fácil identificación de las variantes presentes y futuras del V2500, *International Aero Engines* ha introducido un nuevo sistema de designación de motores. Todos los motores retendrán V2500 como su nombre genérico. Los tres primeros caracteres de la designación completa son V25, identificando cada motor como un V2500.

Las dos cifras siguientes indican la *rated sea level take off thrust* (empuje nominal de despegue a nivel del mar) del motor. La siguiente letra

indica el fabricante de la aeronave. La última cifra representa el estándar mecánico del motor. Este sistema proporcionará una designación clara de un motor en particular, y también una forma simple de agrupar por nombre, a motores con características similares.

La designación V2500-D colectivamente describe, independientemente del empuje, a todos los motores para aplicaciones McDonnell Douglas y V2500-A a todos los motores para *Airbus Industrie*. Del mismo modo, V2500-5 describe a todos los motores contruidos según el estándar mecánico-5, independientemente de la aplicación de estructura de la aeronave.

Por ejemplo:

El motor V2500-A1 es usado en A320 y tiene solamente un *booster* (reforzador) de 3 etapas.

- El motor V2530-A5

Es un motor turbofan de alto bypass ratio (razón de *by--pass*), de flujo axial y dos ejes. 80% del empuje es producido por el fan. 20% del empuje es producido por el núcleo del motor. Su sistema de compresión cuenta con un fan de etapa único, *unbooster*(reforzador) de cuatro etapas, y un compresor de alta presión de diez etapas.

El compresor LP (*Low Pressure* o Baja Presión) es impulsado por una turbina de baja presión de cinco etapas y el compresor HP (*High Pressure* Alta Presión) por una turbina HP de dos etapas.

La turbina HP también impulsa una caja de engranajes que, a su vez, impulsa los accesorios montados en el motor y la aeronave. Los dos ejes están

apoyados en cinco rodamientos principales. El V2500 incorpora un *Electronic Engine Control* (EEC) (Control Electrónico de Motor) digital de autoridad total.

El sistema de control regula todas las funciones del motor, incluyendo el manejo de la potencia. El empuje de reversa es obtenido al desviarla corriente de aire del fan mediante un *thrust reverser* (inversor de empuje) operado en forma hidráulica.

El motor IAE V2530-A5 es *flat rated* (programado para un empuje plano hasta un específico valor de temperatura). El empuje nominal puede ser obtenido por un tiempo limitado hasta una temperatura ambiente de 30 C, de otra forma los límites operativos del motor pueden ser excedidos.

Para tener un empuje constante en condiciones variables de ambiente, las RPM del motor tiene que ser ajustadas (reguladas) para compensar la densidad variante del aire. El parámetro de Empuje es EPR. En caso que este parámetro no esté disponible, N1 es usado como el parámetro de Empuje.

- Descripción del motor

La trayectoria de Todo el aire que ingresa al motor pasa a través de la *inlet cowl* (capota de entrada) hacia el fan. A la salida del fan la corriente de aire se divide en dos flujos:

- ✓ El flujo del motor central
- ✓ El flujo *by-pass* (de desvío)
- ✓ Flujo del Motor Central

El flujo del motor central pasa a través de los *fixed inlet guide vanes* (álabes guías fijos de entrada) hacia el Compresor LP, el cual consta de 4 etapas en el motor V2500-A5, luego hacia el Compresor HP, la sección de combustión y las turbinas HP y L.P y finalmente escapa hacia el *Common Nozzle Assembly* (C.N.A.) (Conjunto de Boquilla Común).

- *Flujo By-pass*

El aire de salida del fan (corriente fría) que ingresa al conducto *by-pass* pasa a través de los *outlet guide vanes* (álabes guía de salida) del fan y fluye por el conducto *by-pass* para escapar hacia el C.N.A.

- *Nacela*

La nacela asegura flujo de aire alrededor del motor durante su operación y también brinda protección para el motor y accesorios.

Los principales componentes que constituyen la nacela son:

- ✓ La capota de entrada de aire
- ✓ Las capotas del fan (izquierda y derecha)

Los conductos “C” que incorporan la *hydraulically operated thrust reverser unit* (*unidad de reversa de empuje operada hidráulicamente*).

- ❖ El *Combined Nozzle Assembly* (CNA)

- ❖ *Common Nozzle Assembly* (CNA)

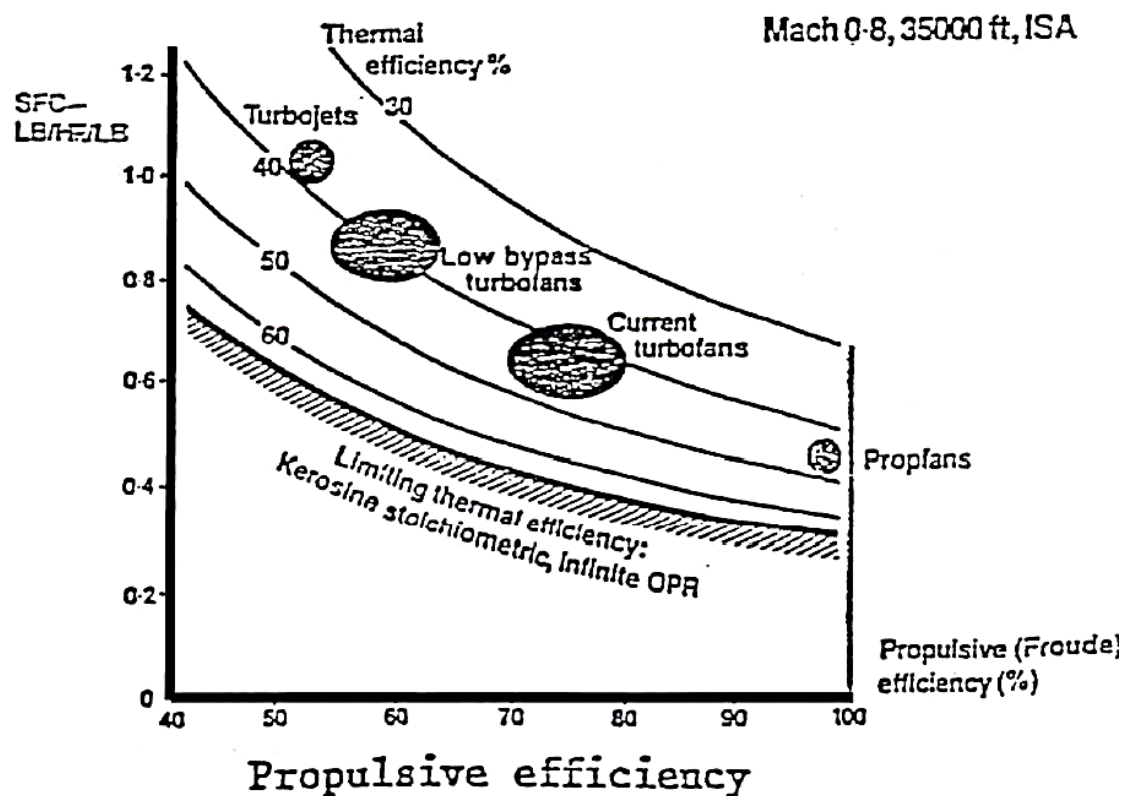
El escape “caliente” del núcleo del motor y el flujo *by-pass* “frío” son mezclados en el C.N.A. antes de pasar a través de la boquilla de propulsión única hacia la atmósfera.

- *Especificaciones*

- ✓ Fan diámetro de la punta: 63.5 en
- ✓ Longitud, brida a brida: 126 en
- ✓ Despegue de empuje: 23,000-32,000 libras
- ✓ Temperatura nominal plana: 86-131 ° F
- ✓ Relación Bypass: 4,5-5,4
- ✓ Relación de presión general: 26,9 a 33,4

El turbofan moderno tiene una eficiencia propulsiva menor aunque alcanza velocidades de cruceros mayores. El propfan tendría un óptimo rendimiento en vuelos cortos donde la diferencia de tiempo por trayecto respecto al turbofan no es considerable. El principal problema que presentan los *propfans* es la alta emisión de ruido. Factor que decanta la balanza hacia el turbofan aunque tenga un peor consumo específico.

Figura 39. Comparativa de los diferentes modelos de motores respecto a su SFC y su eficiencia propulsiva



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttou. *Gas Turbine Theory* .P. 208.

### **3.3.2. El Fan**

Es el término empleado para definir el primer compresor en un motor Turbofan. Aunque el fan se puede agrupar formando parte del sistema de compresión, se considera oportuno hacer una mención especial debido a que es el elemento más significativo del óptimo funcionamiento de estos motores.

Las dos funciones principales de este sistema son:

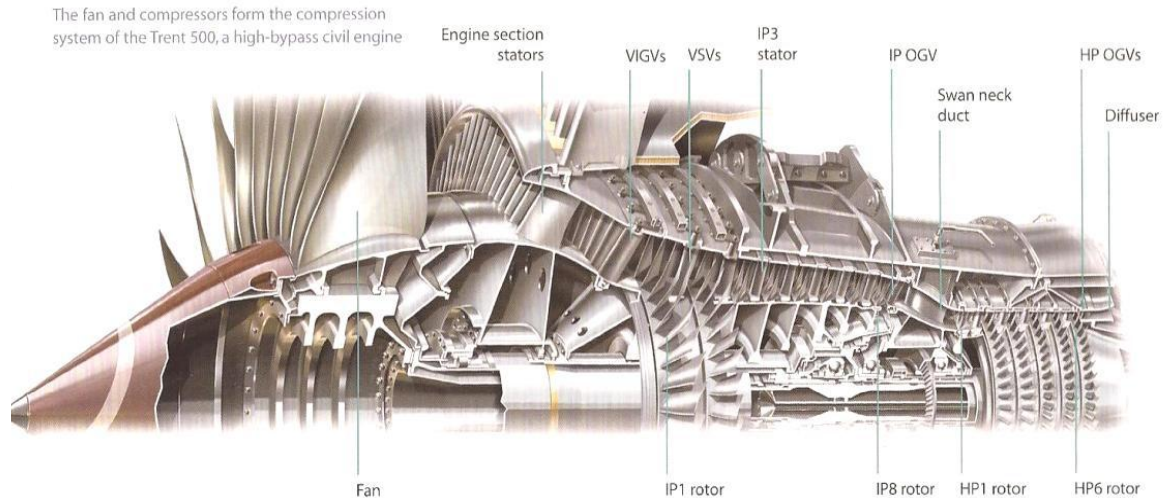
- Presurizar y acelerar la corriente para que cuando entre en la tobera fría se produzca el empuje de la forma más óptima.
- Proporcionar el aire necesario al núcleo e incrementar la presión en la entrada del compresor de alta presión.

El sistema tiene que pasar pruebas de certificación rigurosas: lluvia, granizo, hielo, de funcionamiento, impacto de aves, desprendimiento de un álabe, distorsión en la entrada de flujo de aire resultante de las maniobras de los aviones o del viento cruzado, compatibilidad cuando se accione la reversa y mantener unos niveles de ruido aceptables.

Los principales componentes del sistema fan son los álabes (pueden ser móviles “rotor” o fijos “estator”), el disco del fan, la caja contenedora y el soporte delantero. Los álabes cuentan con un perfil aerodinámico.

Los de tipo rotor (la primera etapa del fan) tienen un accesorio en la raíz que mantiene a la cuchilla ensamblada en el disco del fan. El disco está acoplado al eje del ventilador, el cual está conectado e impulsado por la turbina de baja presión. El ensamblaje del rotor del fan está apoyado en la carcasa del soporte delantero. Todo este montaje se puede observar en la siguiente imagen.

**Figura 40. Fan de un turbofan de alto bypass, modelo Trent 500**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo. *Gas Turbine Theory*. P.110.

Los álabes del fan suelen tener un alto grado de torsión. Esto es debido a que las condiciones del fluido cambian significativamente a lo largo del álabe, pasando de una velocidad baja en la raíz a una transónica en la punta del álabe. Por tanto, es necesario emplear distintos tipos de perfil, adaptándose a cada zona, con el fin de reducir las pérdidas.

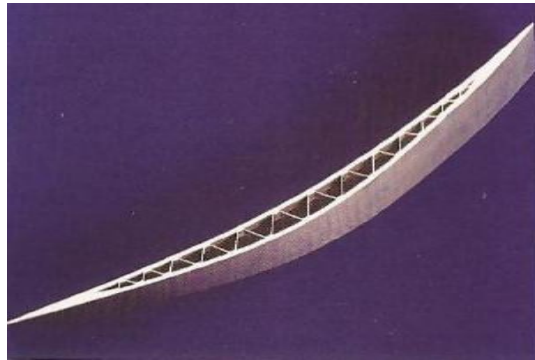
El fan con flecha (*swept fan*) se ha convertido en la mejor opción y la más utilizada en la última generación de turbofans. Este tipo de álabes no sólo aumenta el gasto de aire que atraviesa el motor para un mismo diámetro, sino que también aumenta el empuje del motor, tiene una mejor eficiencia en crucero y mejor resistencia al impacto.

Otro problema que presenta el fan es que si se quiere aumentar la cantidad de masa de aire que arrastra aumentando el diámetro de los álabes esto produce un aumento significativo del peso del motor. Para reducir este peso se están creando perfiles más eficientes aerodinámicamente y así poder reducir el número de álabes.



Otra opción es la de hacer el álabe hueco, para ello se utilizan dos láminas planas de titanio que dejan un hueco interior relleno por un panel en nido de abeja como se puede apreciar en la figura 41. Los álabes huecos se comportan de manera similar a los sólidos sin que exista ningún prejuicio considerable y aumentando la eficiencia del fan en un 88%.

Figura 41. **Modelo de fan hueco**

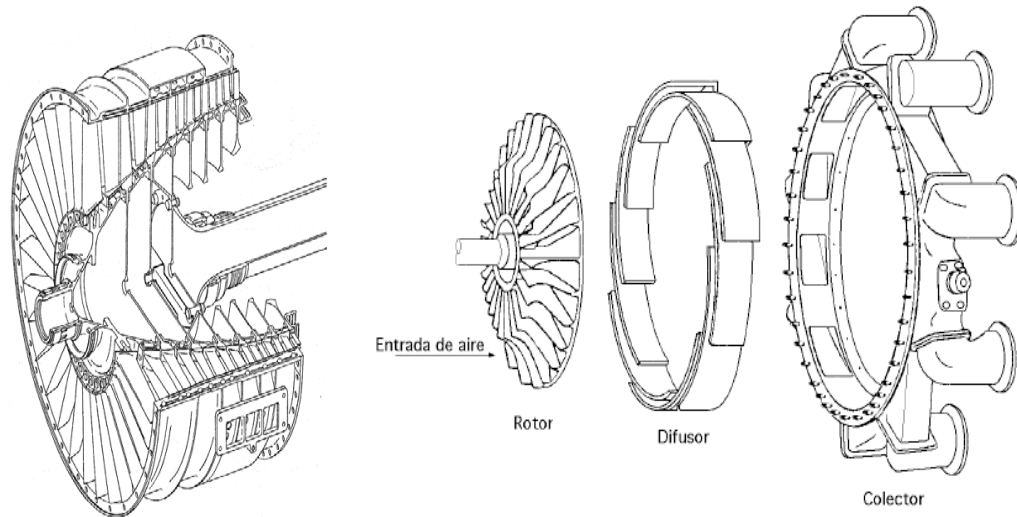


Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo. *Gas Turbine Theory*. P.111.

El compresor debe proporcionar la relación de compresión y el gasto de aire necesarios con la máxima eficiencia posible y con suficiente margen de estabilidad para evitar problemas de operación. Todo ello sin exceder el peso y el coste asignado a este módulo.

Hay dos tipos esenciales de compresores usados en motores a reacción: los axiales y los centrífugos. También existe una variante que es una combinación de los dos tipos anteriores. El híbrido tiene algunas etapas de compresor axial y una última etapa de compresión centrífuga.

Figura 42. **Diferentes tipos de compresor. Axial / Centrífugo**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.114.

En aviación civil se utiliza el compresor axial frente al centrífugo debido a que tiene:

- Una mejor eficiencia consecuencia de su diseño axial.
- Mayores relaciones de presión que se obtienen mediante múltiples etapas de compresión.
- Una menor área frontal y por consiguiente menor resistencia al avance.
- Menores pérdidas de energía debido a que no existen cambios considerables en la dirección del flujo de aire.

No obstante, no todo son ventajas ya que el compresor axial tiene:

- Altos costes y mayor dificultad en producción.
- Peso relativamente mayor al centrífugo por la necesidad de un mayor número de etapas para la misma relación de presión.
- Alto consumo de potencia durante el arranque.

- Bajo incremento de presión por etapa.

Los componentes fundamentales del compresor axial son el rotor y el estator: El aire es tomado por una cascada de álabes móviles situados en sentido radial, espaciados regularmente y encastrados circunferencialmente sobre un disco, el cual está conectado a un eje accionado por la turbina. Del rotor el aire es impulsado hacia atrás en sentido axial y entregado con mayor velocidad al conjunto de álabes del estator.

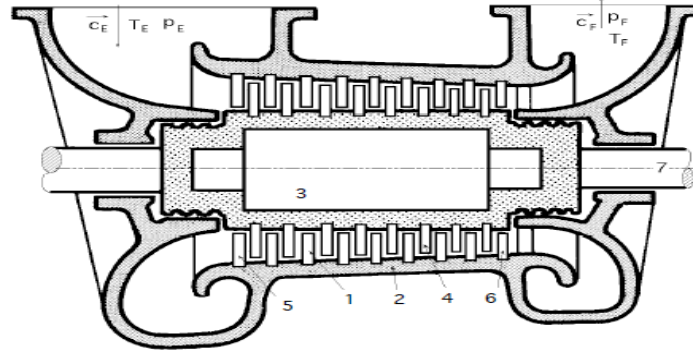
Estos están geométricamente dispuestos de la misma forma que los del rotor, pero se encuentran fijos a la carcasa exterior del compresor.

Los álabes fijos actúan como difusor en cada etapa, recuperan en forma de aumento de presión parte de la energía cinética comunicada al fluido motor y a su vez, dan al flujo el ángulo adecuado para su entrada en la siguiente fila de álabes móviles con una velocidad absoluta a la salida sensiblemente igual a la que tenía cuando entró en el rotor.

Cada etapa o escalón del compresor consistirá en una fila giratoria de álabes seguida de una fila fija del estator.

Estas etapas producen un pequeño incremento en la presión del aire con valores que rara vez superan relaciones de 1,1:1 a 1, 2:1.

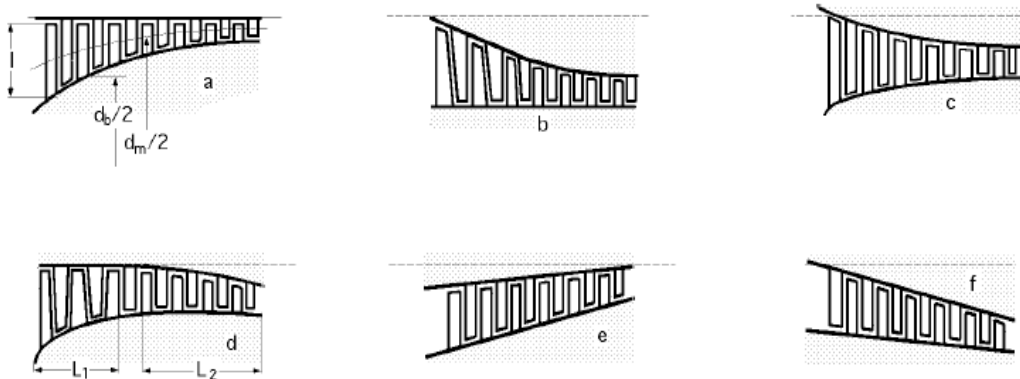
Figura 43. **Componentes de un compresor axial**



1) Corona fija; 2) Estator; 3) Tambor; 4) Corona móvil de un escalonamiento;  
5) Corona directriz de entrada; 6) Corona directriz final; 7) Eje  
Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.117.

Un mayor incremento de la presión en un compresor axial se logra instalando varias etapas, obteniendo una reducción en la sección transversal a medida que el aire es comprimido. Para que se logre esta disminución de la altura del álabe en el sentido del flujo, el diseño de la carcasa y del tambor se suele hacer de seis maneras diferentes, que se representan en la siguiente figura.

Figura 44. **Formas básicas del corte de un turbocompresor axial**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.118.

Estas formas básicas del perfil de un turbocompresor son las siguientes:

Diámetro exterior constante, (f.44.A). La disminución creciente de la altura del álabe se consigue aumentando el diámetro en la base en el sentido de la compresión. Con este tipo de configuración se alcanzan grandes valores del trabajo de compresión por etapas, de 30 a 40 kJ/kg, reduciéndose el número de escalonamientos. En su contra tiene que si el gasto es pequeño y la relación de compresión total es grande, los álabes de las últimas coronas móviles son muy cortos, lo que influye desfavorablemente en el rendimiento. Esta construcción es tecnológicamente complicada.

Diámetro base constante, (f.44.B). En este diseño  $d_{ext}$  es variable, siendo el trabajo por escalonamiento menor que en el caso anterior, pero desapareciendo los inconvenientes que tenía.

Diámetro medio constante, (f.44.C). Es el diseño utilizado para este proyecto.

Diámetro medio variable, (fig.44.D). Aumenta al principio (en el recorrido L1) y luego disminuye (en L2).

El diámetro medio aumenta en el sentido del flujo, (Fig.44.E). Con este tipo se consigue disminuir el número de etapas, para caudal volumétrico pequeño y grado de compresión elevado.

El diámetro medio disminuye en el sentido del flujo, (f.44.F). Se consiguen elevados rendimientos, si los caudales volumétricos son pequeños y las relaciones de compresión elevadas.

El diseño óptimo de un compresor de alta relación de compresión es una tarea muy complicada que no simplemente se basa en el tipo de compresor usado y en su configuración geométrica sino que también se tiene que diseñar minimizando de las pérdidas de eficiencia y maximizando la ganancia en el margen de estabilidad.

Las pérdidas son provocadas multitud de motivos los más significativos suelen ser las fugas a través del espacio intersticial, interacciones de capa límite, flujos secundarios, mezcla de flujos, interacciones entre estelas, fugas de aire entre el álabe y su unión al disco y las pérdidas de presión a lo largo del compresor las cuales se pueden minimizar mejorando el acabado superficial en las zonas de contacto con la corriente de aire.

Otros factores que reducen pérdidas en el compresor son la reducción de los escalones en la plataforma de los álabes y estatores, la reducción de ranuras así como introducción de bordes de ataque elípticos en los perfiles aerodinámicos.

Para maximizar la ganancia en el margen de estabilidad, provocada por la entrada en pérdida rotatoria debido al desprendimiento del flujo en los primeros escalones del compresor (donde el gran área de paso inicial reduce la velocidad axial e incrementa el ángulo de ataque), se suelen utilizar estatores que pueden variar su ángulo, por medio de unos actuadores, con el fin de optimizar el ángulo de entrada de la corriente en los primeros escalones del compresor para que esta corriente no se desprenda.

Otro método es la utilización de válvulas de sangrado que consiste en aumentar la velocidad axial de la corriente haciendo circular más aire por los primeros escalones, una vez superados los escalones críticos, el aire en exceso se extrae del compresor por medio de válvulas de sangrado que normalmente inyectan este aire al conducto del fan. La división del compresor en dos de independientes es otro sistema que mejora la estabilidad.

El primero de ellos giraría a velocidades menores, y se recuperaría así el ángulo de ataque correcto en las primeras etapas, mientras que el segundo de ellos tendría mayores revoluciones.

Normalmente para relaciones de compresiones menores de 25 los fabricantes de motores prefieren emplear los dos primeros sistemas antes que separar la etapa de compresión.

La cámara de combustión tiene como misión transformar la energía química del combustible en calor, elevando la temperatura y el volumen específico del flujo de aire procedente del compresor pero manteniendo casi constante la presión y velocidad de este.

Es conveniente que el proceso de combustión se realice con unas pérdidas de presión mínimas, alta eficiencia de combustión, con el mínimo peso y consiguiendo un gradiente de temperaturas lo más homogéneo posible con el fin de evitar la formación de puntos calientes a la entrada de la turbina.

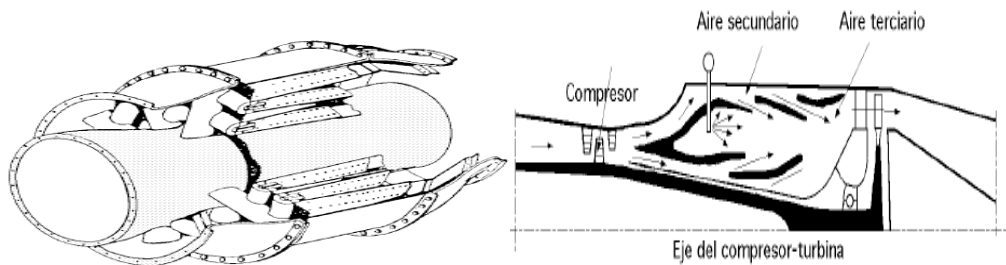
Para los compresores axiales se han desarrollado principalmente dos tipos de cámara de combustión, las cámaras axiales y los tubos-anulares.

Las cámaras anulares consisten en una única cámara de combustión rodeando el eje del rotor. El espacio comprendido entre la turbina y el eje se aprovecha al máximo.

Dicha cámara consta de un solo tubo de llama, también anular, y una serie de inyectores cuyo número puede oscilar entre 12 y 20.

Es el tipo de cámara más usado en motores actuales de compresores axiales.

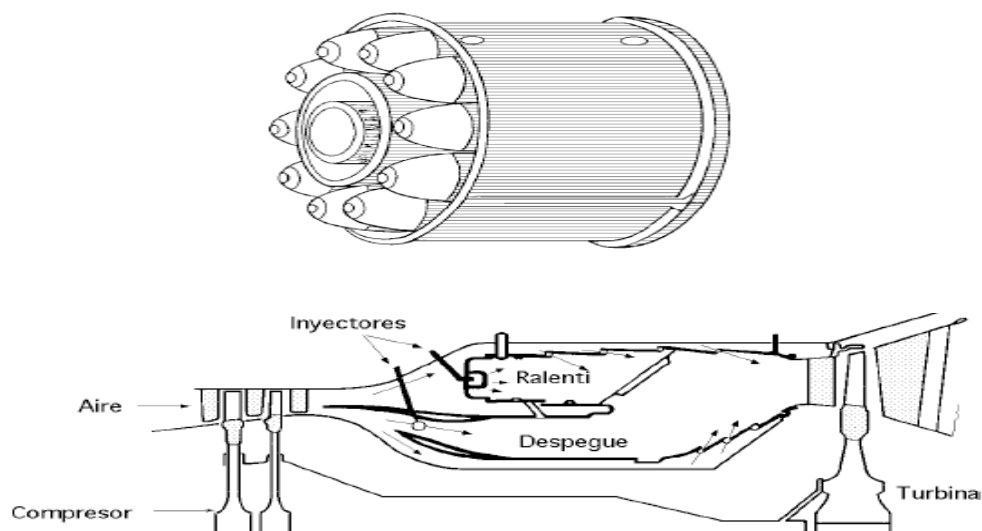
Figura 45. **Cámara combustión axial**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.120.

El sistema tubo-anular es una combinación del modelo anterior y las cámaras tubulares utilizadas en compresores centrífugos. Consiste en una serie de tubos de llama tubulares espaciados uniformemente que terminan conectados con un conducto anular análogo al de la parte posterior de las cámaras anulares, este conducto es el encargado de recoger y homogeneizar, antes de que entren en la turbina, los gases de combustión producidos en cada una de las partes individuales. Este tipo de cámaras se utiliza bastante en motores grandes de aviación.

Figura 46. **Cámara de combustión tubo-anular**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.121.



La principal ventaja de las anulares es que, para la misma potencia de salida y el mismo diámetro, la longitud total de la cámara se reduciría. Quedándose en un 75% de un sistema tubo-anular. Este resultado implica un menor peso de la cámara y un ahorro en el coste de producción.

El proceso de combustión ha de tener lugar en su totalidad dentro de la cámara de combustión, dividida en tres zonas, con el fin de evitar que los álabes de la turbina estén sometidos a altas temperaturas de llamas. El aire que llega a la cámara de combustión procedente del difusor pre-cámara se distribuye a la entrada de las cámaras.

Parte de ese aire pasa directamente a través del interior de la cámara en la zona primaria, mezclándose y atomizando el combustible, que llega por los tubos de alimentación a los inyectores situados en el principio de la cámara.

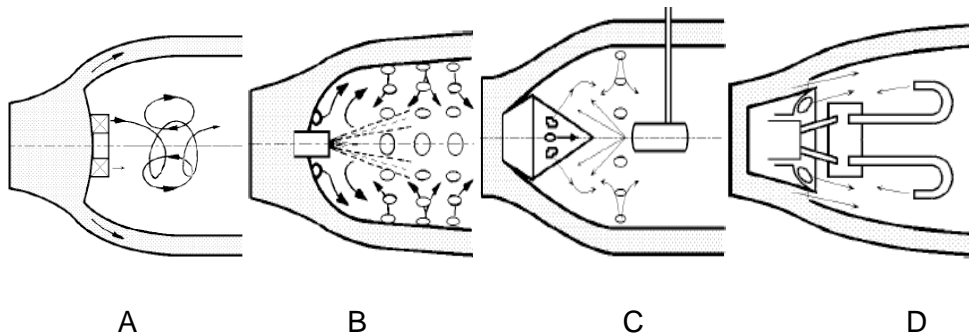
Otra parte del aire circula por la parte exterior de la envuelta interna de la cámara, refrigerándola, y va introduciéndose a través de orificios repartidos a lo largo de la envuelta interna de las zonas secundaria o media y terciaria o final, para mezclarse con los gases de la combustión y rebajar convenientemente su temperatura antes de que penetren en la zona de la turbina.

De forma aproximada se utilizan unas 60 partes de aire por cada parte de combustible que consume el motor. De estas 60 el 25% se utiliza como aire primario. (Cámara tipo anular y tubo-anular) se puede observar el flujo de aire que atraviesa una cámara de combustión.

Este procedimiento de introducción de aire por zonas no basta para proporcionar una llama amortiguada en el seno de una corriente de aire donde la velocidad del aire es un orden superior a la de la llama.

Para solucionar este problema se genera un pequeño flujo de aire que vaya de la zona secundaria hacia la llama. Para ello se pueden utilizar cuatro configuraciones distintas, tal y como se puede ver en la siguiente figura.

**Figura 47. Procedimientos de estabilización de la llama**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttou, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.120.

Al introducir el aire primario a través de álabes radiales torsionados (f.47.A), conocidos como álabes de turbulencia, de manera que el movimiento de torbellino resultante induzca una zona de baja presión a lo largo del eje de la cámara.

- Situar cuidadosamente una entrada de aire en el tubo de llama corriente debajo de una pantalla hemisférica (f.47.B).
- Efectuar la inyección corriente arriba (f.47.C), lo que proporciona una buena mezcla del combustible con el aire primario pero hace difícil impedir que el inyector se recaliente por lo que este procedimiento se utiliza más en postquemadores.
- Utilizar un sistema vaporizador en el cual se inyecta el combustible a baja presión al interior de unos tubos en forma de bastón situados en la zona primaria (f.47.D).

Inyectores de combustible

A parte de este sistema de estabilización de llama, la cámara está constituida por inyectores de combustible. Existen dos tipos de inyectores: atomizadores y vaporizadores.

Los primeros crean una alta turbulencia, dando lugar a una pulverización cónica de finas gotas en la zona primaria, para ello se necesita de una presión de alimentación de combustible elevada.

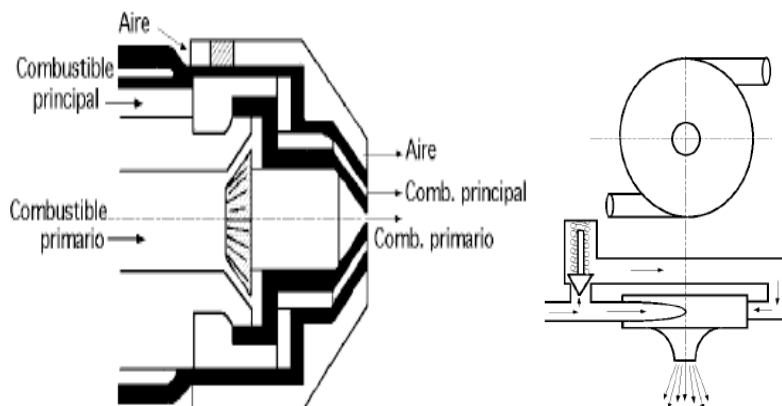
En los vaporizadores, la mezcla aire-combustible se realiza antes de que salga por el orificio, requiriendo una presión de alimentación menor.

La solución más empleada es la de los inyectores atomizadores centrífugos regulables, cuyo coeficiente de gasto cambia automáticamente según la variación de la presión del combustible.

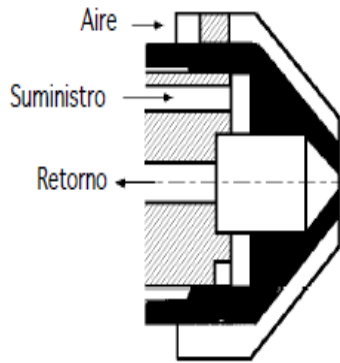
La aplicación de estos inyectores permite ampliar los límites del consumo de combustible, siendo invariables los límites de presiones, conservando al mismo tiempo la calidad de la pulverización.

Los diferentes tipos de esta familia de inyectores tienen en común que están dotados de una válvula, la cual, al aumentar la presión, abre o cierra un canal complementario aumentando así el coeficiente de gasto o el área del orificio de salida. Entre los inyectores regulables más difundidos están:

**Figura 48. Diferentes tipos de inyectores regulables**



Continuación de descripción de la figura 48.



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.123.

### 3.3.3. Dos toberas Dos etapas Con retorno

Existen dos colectores de combustible alimentado a sendos orificios independiente, se tiene de hecho dos inyectores, uno de los cuales va dispuesto dentro del otro. Si la presión es reducida, la válvula está cerrada y funciona el inyector interior. Al aumentar la presión la válvula se abre y el segundo inyector entra en funcionamiento.

- Los de dos etapas. Hay una tobera, una cámara común de formación de remolinos y dos canales de entrada. Si la presión es reducida, el combustible se proporciona a través de uno de éstos, y si es elevada a través de ambos.
- Inyector con retorno. El inyector con válvula de paso para el combustible está provisto de una línea de rebose, en la cual va colocada una válvula. Cuanto menor es la presión del combustible, tanto más se abre la válvula, cerrando completamente la línea de rebose cuando la presión es máxima. De este modo, si la presión se reduce, la velocidad en la entrada es grande, lo que equivale a la disminución del área a la entrada.

- Turbina

La función de la Turbina es convertir parte de la energía global que tienen los gases (suma de las energías de presión, cinética e interna debida a la alta temperatura) en trabajo mecánico al hacer girar su parte rotatoria. Esta energía mecánica se emplea, a través de los ejes, en mover el compresor, el fan y los accesorios (tanto del propio motor como de servicio al avión). En un turborreactor la turbina emplea en estos cometidos aproximadamente un tercio de la energía total siendo la restante la que posteriormente se transformará en empuje de propulsión en la tobera del motor.

Al igual que en el caso del compresor, hay dos tipos fundamentales de turbina, la de flujo radial y la de flujo axial. La utilizada en motores de doble flujo es la de tipo axial ya que la radial no resulta apta para trabajar a altas temperaturas.

En la turbina axial el flujo de gases se mueve, como su nombre indica, paralelamente al eje del motor. Igual que el compresor, está constituida por sucesivos escalones o etapas, formados cada uno de ellos por un estator y un rotor (ubicado en este orden en el sentido de avance del flujo de gases).

Cada anillo de estator está formado por una cascada de álabes geométricamente dispuestos de la misma forma radial que los del rotor, pero que se encuentran fijos a la carcasa exterior o cárter de turbina. Cada rueda de rotor de un escalón de turbina axial está constituida por una cascada de álabes en sentido radial, espaciados regularmente y dispuestos circunferencialmente encastrados sobre un disco. Los discos de los escalones del rotor están unidos solidariamente al eje que se acciona cuando la expansión de los gases al pasar por la turbina hace girar el rotor.

Los motores turbofan suelen tener uno o dos compresores y un fan, cada uno de ellos está unido a sus respectivas turbinas mediante ejes.

Todos los ejes son coaxiales y también independientes. Las turbinas suelen tener diseños completamente diferentes dependiendo de su posición dentro del motor.

Las turbinas de alta presión (HPT), situadas inmediatamente después de la cámara de combustión, suele tener refrigeración por aire y trabajan en condiciones muy severas de temperaturas, potencia extraída y velocidades de giro o concentración de esfuerzo. Estas turbinas mueven al compresor de alta presión (HPC). Las turbinas de baja presión (LPT) mueven tanto al compresor de baja presión (LPC) como al fan.

En la turbina la sección de paso va aumentando, porque el gas se va expansionando (ocupando mayor volumen específico). Comparado con el compresor, el número de escalones es menor debido a que el trabajo mecánico específico que se puede extraer de cada escalón de turbina es muy superior al que cada escalón de compresor puede suministrar al aire que comprime y eso es así porque, aunque sean iguales la velocidad de rotación de compresor y turbina y la velocidad axial de paso del fluido por ambos, la deflexión de la corriente de gas que se puede conseguir en la turbina es mucho mayor que la que el compresor puede imprimir al aire que lo atraviesa.

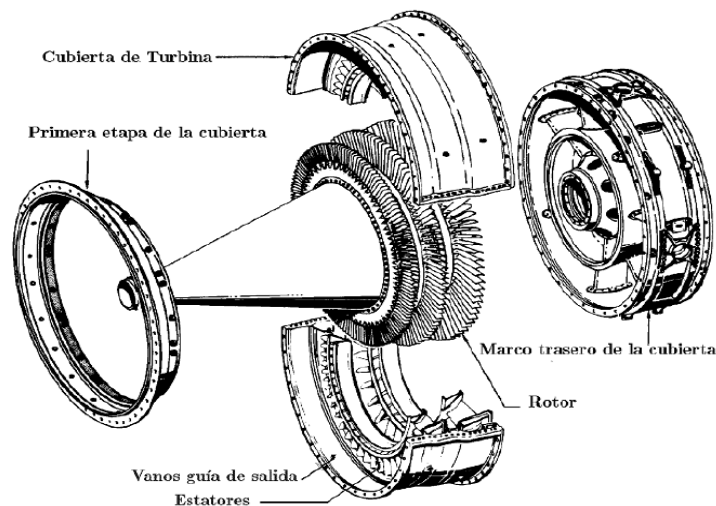
Dentro de las turbinas axiales también existen diferentes modelos: las turbinas de impulso y las de reacción. Ambos tipos se diferencian en el valor de su grado de reacción (definido como la expansión, variación de energía, que sufre el gas en el rotor, respecto a la expansión en el conjunto estator-rotor), siendo cero para las turbinas de impulso y diferente a este valor para las de reacción. En realidad la mayoría de las turbinas de los motores actuales no tienen un grado de reacción único, sino que este va variando de la raíz al extremo de los álabes.

Este tipo de Turbinas se llaman de acción reacción. La forma de los perfiles y sus secciones de paso van variando a lo largo del álabe.

En la raíz el perfil de los álabes es más de tipo impulso (grado de reacción menor) donde la sección de paso en el estator tiene forma de tobera convergente, el gas a su paso por ellos se acelera disminuyendo su presión y temperatura. Los álabes del rotor tiene una sección de paso constante entre ellos, el gas a su paso no sufre una expansión. Hacia el extremo del álabe el grado de reacción crece gradualmente.

En esta zona la expansión tanto los álabes del rotor como los del estator tienen forma de tobera convergente. Este tipo de turbina tiene la ventaja que, al producirse mayor presión del gas en la zona del extremo del álabe, reduce el escape de gas que tiene a producirse por fuerza centrífuga hacia la periferia. Obteniendo un álabe con mejor rendimiento.

Figura 49. **Corte transversal de una turbina triaxial**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.128.

Los álabes de la turbina aparte de estar sometidos a los mismos esfuerzos que los del compresor: de tracción, de flexión y esfuerzos secundarios debido

respectivamente a la fuerza centrífuga, la acción de los gases y que los centros de gravedad de los perfiles no están alineados, también tienen que soportar esfuerzos originados por las altas temperaturas que tienen los gases cuando salen de la cámara de combustión y los cambios bruscos de esta temperatura. Esto origina que se produzcan unos fallos específicos en estos elementos como son:

- Fluencia del material (deformación progresiva debida a la carga aerodinámica)
- Fatiga térmica (motivada por las fuertes variaciones de temperatura a que están sometidos que da origen a la aparición de grietas)
- Corrosión y oxidación
- Agravamiento de los esfuerzos debidos a fuerzas centrífugas y vibraciones

Por estos motivos los álabes de la turbina requieren una buena refrigeración y estar hechos de materiales que soporten estas altas temperatura. Entre los métodos que mejor resultado aportan se encuentra el recubrimiento de las superficies metálicas con cerámica, evitando la fatiga ya que soporta mejor las altas temperaturas y protegiendo contra la oxidación.

Los tipos de recubrimiento normalmente empleados son los de plasma, por deposición vapor o baños aluminizados. También se utilizan diferentes métodos de refrigeración. Actualmente, el más eficiente es método de refrigeración por película de aire.

Consisten en vaciar el álabe y dotar a este de pequeños ranuras de inyección para hacer fluir aire frío desde dentro procedente del compresor.

De esta manera se crea una capa límite de aire frío entre la superficie y el aire que sale de la cámara de combustión generando una película aislante. Esta refrigeración tiene la ventaja de reducir el gradiente de temperaturas en las



paredes de los álabes, la concentración de esfuerzos en los discos, los problemas de vibraciones al ser los alabes más rígidos y aleja el peligro de la termofluencia.

El inconveniente que tiene es que puede perturbar el desarrollo del flujo en el canal de paso. Actualmente se está estudiando la refrigeración por transpiración que es un método más efectivo que el anterior.

Consiste en crear el álabe de material poroso para establecer una película continua de aire sobre toda la superficie del mismo.

- Tobera y mezclador de flujos

La misión de la tobera es transformar la energía total a la salida de la turbina o el fan, en energía cinética necesaria para generar el empuje al descargar los gases a la atmósfera en la dirección adecuada.

Para lograr esta transformación las toberas en vuelo subsónico tienen forma convergente. La presión y la temperatura de los gases disminuyen a lo largo de la disminución del área de la tobera, mientras que su velocidad aumenta. Justamente lo contrario que sucedía en el conducto de admisión.

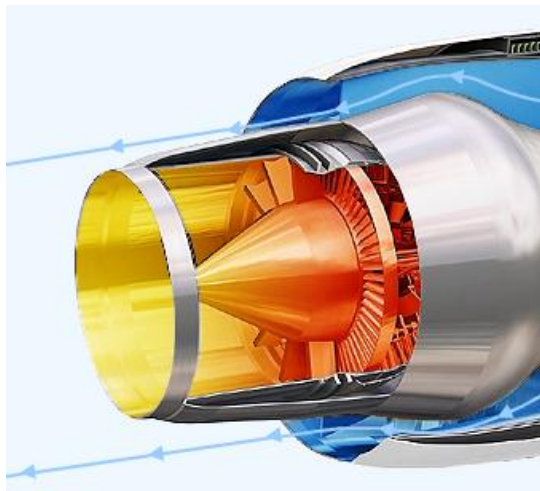
Las condiciones que debe cumplir una tobera son:

- La expansión de los gases debe realizarse completamente en la tobera.
- No debe haber movimiento rotatorio (velocidad tangencial) en los gases de salida.
- La dirección del movimiento de los gases debe ser axial.

En la tobera de salida se puede distinguir dos partes:

- El tubo de expansión. Se considera una parte integrante del avión, aunque, como ya pasaba con el difusor, su diseño y funcionamiento influyen de sobremanera en el funcionamiento del moto. El colector de escape. Aunque sea un módulo independiente se considera parte del motor.
- Su función principal es la de unir la turbina con el tubo de expansión. Su conducto tiene forma divergente para decelerar el flujo de los gases y evitar así fuertes pérdidas de presión por fricción que se producirían del paso del aire desde la turbina a la tobera. Debido a la forma del colector también se evita la posible recirculación de gases calientes hacia la turbina.

Figura 50. **Partes de una tobera subsónica. Colector de escape / Tubos de expansión**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. H. *Gas Turbine Theory*. P.133.

Debido a la fricción del fluido con las paredes de la tobera, la velocidad de descarga es ligeramente inferior a la que debería ser idealmente, usualmente se toma un factor de descarga entre 0.97 y 0.99 para toberas convergentes.

Tobera única que mezcla el flujo primario y secundario

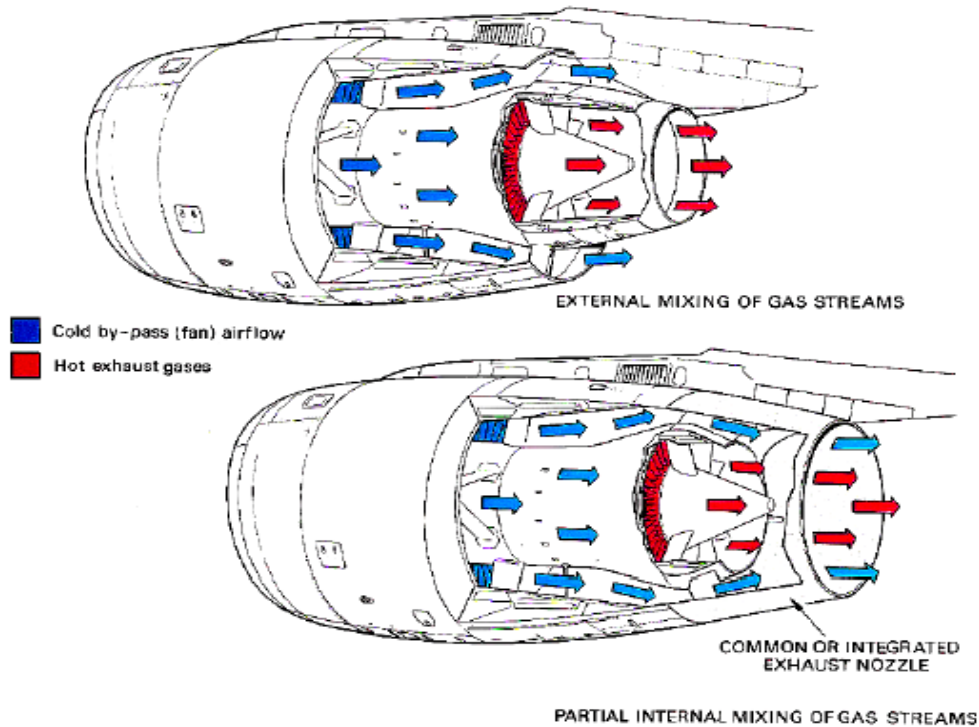
Para motores de alto índice de derivación se puede recurrir al mezclado de los flujos del fan y del núcleo antes de salir a la atmosfera, descargando todo el aire a través de una única tobera.

Se consiguen numerosas ventajas como una menor emisión de ruidos, una mayor efectividad al accionar la reversa del motor, una menor relación de compresión óptima del fan para un mismo empuje específico, lo que conlleva a un menor peso y consumo específico (entre un 2% y 3%).

Pero mezclar los flujos supone aumentar el peso de la góndola al aumentar el tamaño de la tobera de flujo secundario de forma que cubra parcialmente la salida del flujo primario. El resultado final es una diferencia menor en el consumo específico del 0,5% para la configuración de flujo mezclado.

La tendencia hoy en día, marcada por aviones como el A380 o el B787, es a no mezclar los flujos.

Figura 51. **Sistema de escape de motores turbofan de alto índice de derivación**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.135.

### 3.4. Variables que afectan la eficiencia

#### 3.4.1. En despegue

Aparecerá turbulencia a altos ángulos de ataque y con viento cruzado. Puede ocurrir una pérdida del compresor. Para evitar estos efectos adversos se deberá seguir los procedimientos de despegue especificados en el AFM.

Normalmente es acelerar a una velocidad de 60-80 nudos (kts) antes de aplicar potencia de despegue (*TO thrust*).

- Congelamiento

La formación de hielo en la toma de aire puede provocar también una pérdida del compresor y el surge. Las condiciones que favorecen la formación de hielo son:

- $OAT < 10^{\circ}C$
- Humedad visible
- Agua en la pista
- $RVR < 1000\text{ m}$

En cualquiera de estos casos es necesario usar los anti-hielo de motor.

- Daño en la toma de aire

- Desperfectos o rugosidades

En el interior de la toma de aire provocarán turbulencia interna, que puede propiciar la pérdida del compresor. Se debe prestar especial atención en el *walk around* en los labios y partes internas de la toma de aire, observando que no haya rugosidades.

- *Foreign object damage F.O.D.* (Objetos foráneos dañinos).

El FOD se produce por impacto de piedras u otros materiales contra la toma de aire y las palas de fan. Este impacto puede suceder incluso a bajas RPM del compresor. Se debe comprobar en el *walk around* que el área justo delante y detrás del motor está libre de objetos propicios a causar FOD.

- Turbulencia en vuelo

La turbulencia en vuelo puede:

- Entorpecer el aire que entra al compresor.
- Provocar un *flameout*.

Se deberá seguir las especificaciones del AFM. Normalmente se seleccionan las RPM/EPR correctas y se activa la ignición en continua (CONT).

- Operaciones en tierra

Cuando la aeronave esté parada durante un cierto tiempo, se deberá proteger la entrada de aire con fundas, para evitar daños por FOD. Del mismo modo, cuando se realice la inspección exterior, se deberá comprobar que el área alrededor de la entrada de aire está libre de objetos que puedan dañarlo. También se debe proteger las palas del fan para evitar que giren en molinete debido al viento. Cuando sucede esto, se siente un sonido característico.

Cuando se opera en tierra (encendido, rodaje y reversa) se debe operar a mínima potencia, pues el riesgo de FOD es muy alto. Antes de la puesta en marcha, la tripulación de vuelo debe asegurarse que el área alrededor de la turbina está libre de personal de tierra, pues podría ser absorbido por el motor.

Cuando se proceda a la puesta en marcha, se deberá avisar por comunicación interna piloto-personal de tierra y mediante la luz de *beacon*.

- Pérdida del compresor

El ángulo de ataque de los álabes viene determinado por:

- Velocidad tangencial

- Velocidad axial

Cuando una etapa del compresor entra en pérdida, se produce un incremento de presión. Esto provocará una reversión de la dirección de flujo (hacia adelante), produciendo el conocido surge.

Remarcar que la pérdida del compresor es un fenómeno progresivo. Se inicia en una pala y va progresando hacia toda la etapa. Si no se controla se puede dañar el motor.

Las causas que provocan la pérdida del compresor son:

- *Fuel flow* excesivo causado por una aceleración abrupta del motor (la velocidad axial  $V_a$ , se ve reducida por flujo reverso en la cámara de combustible).
- Empobrecimiento de la mezcla aire/combustible debido a una desaceleración abrupta del motor ( $V_a$  aumenta debido a una reducción del flujo reverso de la cámara de combustión).
- Operación del motor por encima o por debajo de los parámetros “estándar” de RPM (variación de la velocidad tangencial  $V_t$ ).
- Flujo de aire turbulento en la entrada del compresor debido a viento cruzado en tierra, hielo o daños en las palas (reducción en la  $V_a$ ).
- Contaminación o partes del compresor dañadas (reducción de  $V_a$  debido a que baja el RC mayor volumen de aire causa turbulencia).

- Indicaciones de una pérdida de compresor
  - Incremento de las indicaciones VIB del motor afectado.
  - Incremento de las EGT del motor afectado.

### 3.4.2. Surge

Si la diferencia de presiones entre dos etapas es mayor que la que puede soportar el compresor el aire puede revertir su dirección, siendo expulsado hacia adelante (escupido). En casos extremos este flujo reverso podría causar esfuerzos de flexión a los álabes, entrando en contacto las palas rotor con las estator. Las consecuencias serían catastróficas.

Indicaciones de surge:

- Fuertes ruidos y vibraciones.
- Incremento de las EGT del motor afectado.
- Pérdida de empuje ligera tendencia a guiñar.
- Variaciones de % N1.
- En algunos casos llamarada en el cono de turbina (*nozzle*).
- El piloto debe retrasar suavemente la palanca del motor afectado.

Formas de evitar la pérdida del compresor y el surge:

- Álabes guía de entrada variables (*Variable inlet guide vanes* - VIGV)
- Válvulas de sangrado (*bleed valves*)
- Álabes estator variables (*variable stator vanes*)
- Compresores multi-etapa (*multi-spool compressors*)



### **3.4.3. Cámara de combustión**

El objetivo de la cámara de combustión es contener la mezcla de aire combustible y extraer el máximo poder calorífico con una presión constante. Durante la compresión el aire: compresor → cámara de combustión; durante la compresión (aumento  $P$ ), la  $T^a$  llega hasta los  $600^{\circ}\text{C}$ , cuando entra a la CC (inyección de combustible) y con la chispa, se puede llegar hasta los  $2000^{\circ}\text{C}$ . Al salir el aire se refrigera hasta los  $1000 - 1500^{\circ}\text{C}$  para no dañar tanto los álabes de la turbina (Máx.  $T^a$  turbinas  $1700^{\circ}\text{C}$ ).

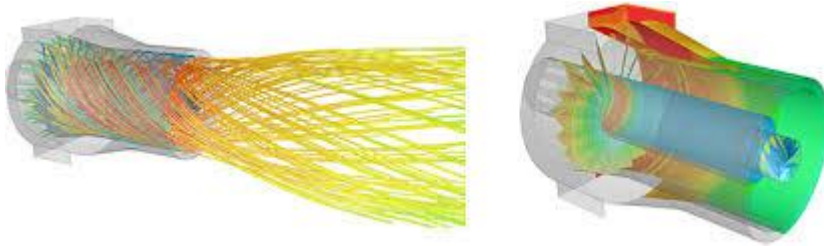
Necesidad de disminuir la velocidad del aire desde  $500\text{ft/s}$  hasta  $0$ . Mezcla estequiometrica ( $15/1$ ); aire-combustible.

Aire primario: aprox. El 20% del aire total y se utiliza en la combustión, mezclado con combustible y quemado. Propósito → combustión.

Aire secundario: (20%) El aire va por fuera de la CC y entra por unos agujeros que entran en la cámara, al mezclarse con el aire primario crea unos torbellinos que al mezclarse el combustible con el aire hacen que explote mejor. Propósito → formación de vórtices (mejorar combustión).

Aire terciario: (60%) La parte del secundario que no entra por los agujeros, se mezcla con el aire que sale a  $2000^{\circ}\text{C}$  para enfriarlo hasta  $1000 - 1500^{\circ}\text{C}$ . Propósito → refrigeración.

Figura 52. **Tipos de aire la mezcla de aire combustible y extrae el máximo poder calorífico con una presión constante**



Fuente: COHEN, H. Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. P.139.

Existen distintos tipos de orificios por donde entra el aire.

- *Secondary Air Holes*: alrededor de toda la cámara, por donde entra el aire secundario.
- *Dilution air holes*: por donde entra el aire terciario para enfriar.

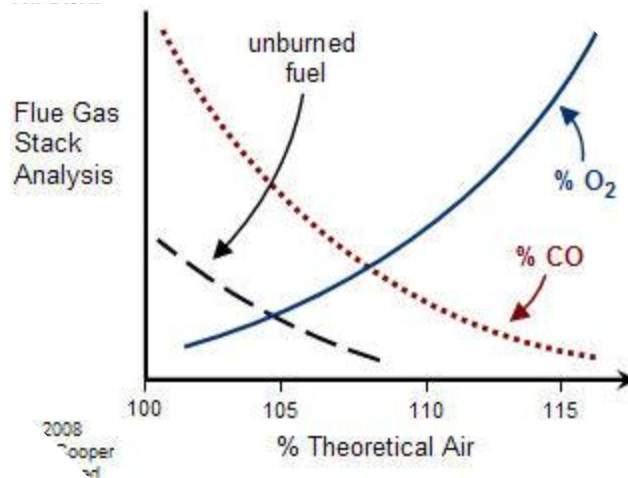
#### 3.4.4. Estabilidad de la combustión

Causas del apagado de llama (FLAME OUT):

- Ingestión de grandes cantidades de agua (lluvia muy fuerte)
- Mezcla aire/combustible pobre (pe. Gases atrás durante descenso).

La estabilidad de la combustión es consecuencia que se extrae con los dos ejes un incremento de la masa de aire (velocidad del avión). Eje de las Y relación aire/combustible: si sucede un flameout a alta velocidad/altura, para hacer el reencendido del motor hará falta reducir tanto velocidad como altitud.

Figura 53. Eje de las Y relación aire/combustible



Fuente: BORJA Galmés Belmonte. *Motores a reacción y Turbinas de gas*. P. 183.

### 3.4.5. Turbina

El objetivo es pasar la energía de los gases en energía mecánica para mover el compresor y el remanente de la energía cinética para acelerar el avión. Extrae la energía de los gases calientes (potencial + cinética) y la convierte en energía mecánica. Gracias a esta energía, la turbina incrementa la velocidad y transmite ese movimiento al compresor.

Turbina, ciclo de expansión:

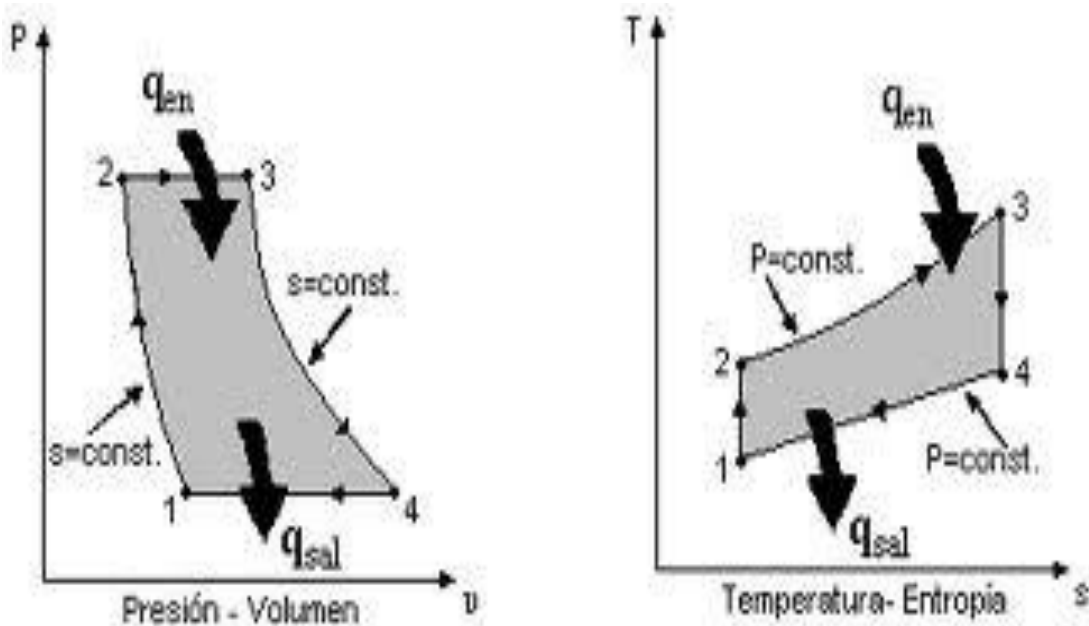
- - ↑ Velocidad                      Velocidad incrementa
- - T<sup>a</sup> disminuye                      Temperatura Disminuye
- - ↑ Volumen                      El Volumen Incrementa
- - Presión disminuye                      Presión disminuye

- Pérdidas

La media de pérdidas del motor de turbina es del 7%. Es sistema muy eficiente. Las pérdidas se resumen en:

- 3,5% álabes
- 1,5% aletas de guiado
- 2% sistema de escape

Figura 54. **Ciclo Otto para la turbina**



Fuente: HOWELL John Richard. *Principios de termodinámica para ingenieros*. P. 289.



## **4. RECOLECCIÓN DE DATOS Y ANÁLISIS DE RESULTADOS**

Elegir y aplicar bien los métodos de recolección y análisis de datos es esencial en todos los tipos de evaluaciones. Esta síntesis presenta una visión general de las cuestiones relacionadas con la elección y uso de métodos para las evaluaciones de impacto, es decir, las evaluaciones que proporcionan información sobre los efectos a largo plazo previstos y no previstos producidos por los programas o políticas de la aerolínea.

Las evaluaciones de impacto deben ir más allá de la simple evaluación de la magnitud de los efectos (el impacto medio) para determinar con quién y de qué forma ha tenido éxito un programa de evaluación.

Se deben examinar por anticipado los factores que contribuyen al éxito y la forma de analizar y sintetizar los datos para responder a las preguntas clave de evaluación específicas, puesto que la recolección de datos debe orientarse a la combinación de pruebas empíricas necesarias para tomar decisiones adecuadas.

Una vez realizados los análisis, es posible prever los efectos de los cambios y de las correcciones del diseño para mejorar la confiabilidad.

### **4.1. Condiciones de estado estable de crucero**

El nivel por el cual el programa de monitoreo puede identificar problemas en el motor es primariamente dependiente de la calidad de los datos que se ingresan al programa.

La correcta colección de datos práctica requiere que la tripulación tenga en consideración lo siguiente:

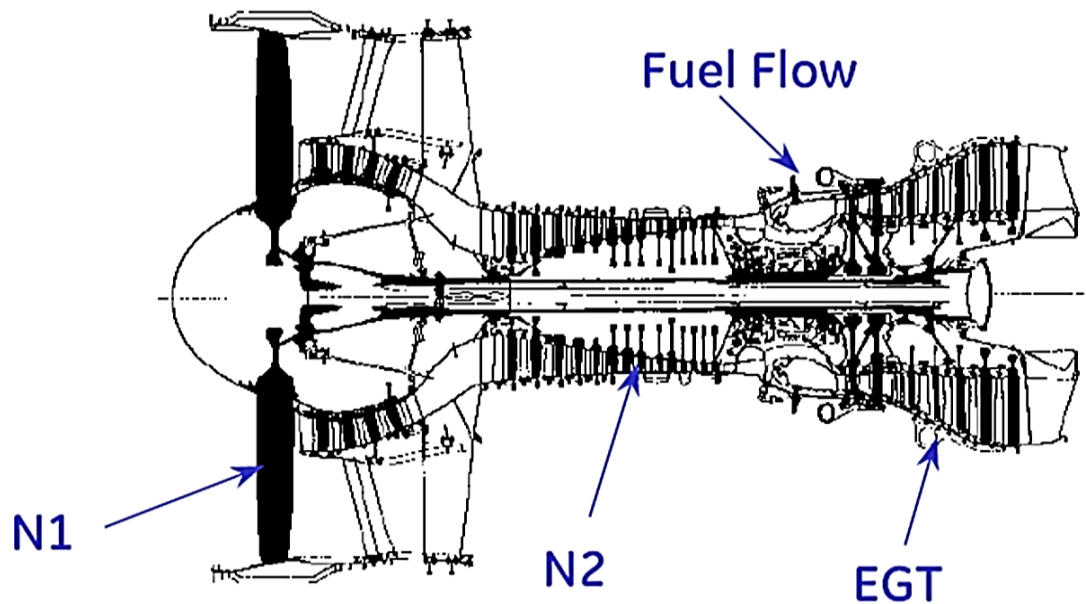
Conocer que la información colectada es usada diariamente por el Departamento de Ingeniería para monitorear la condición de funcionamiento de los motores y no es usada para evaluar y/o analizar sus actividades y funciones durante los vuelos.

Vuelo estabilizado (mayor a tres minutos) es requerido.

Conocer que los datos registrados durante turbulencias no son aceptables:

- La identificación de la aeronave, fecha, hora, (ej. GMT)
- Variaciones del número de Mach.
- Variaciones de la TAT.
- Realizar la revisión de los rendimientos del motor y mediciones mecánicas tales como N1, N2, EGT, Nivel de combustible, Vibración, presión de aceite & temperatura.
- Revisión de configuración en la Información de purga neumática.
- Tener las palancas de aceleración de los motores desenganchados del sistema de piloto automático.
- No tocar las palancas con las manos durante el periodo de estabilización de motores.
- No intentar alinear los motores de EPR que el periodo de estabilización ha comenzado.
- Tratar de alinear EPR provocará disturbios en las condiciones estabilizadas e invalidará los datos colectados o por colectar.
- El programa procesa fácilmente los diferentes niveles de EPR.
- Notificar a los miembros de la tripulación de vuelo para no interrumpir el proceso de colección de datos.
- Peso y balance

Figura 55. **Ubicación de los parámetros en el motor**



Fuente: *Parámetros del Motor V2500*. Manual IPC CRJ200 ATA 72-50-33. P.59.

#### **4.1.1. Exactitud del monitoreo**

El monitoreo del motor es muy sensible a la exactitud de la información grabada por tanto una adquisición de datos ordenada es la clave para obtener exactitud en la grabación de los datos así como exactitud de en la lectura de los



instrumentos. Cualquier acción que reduzca la dispersión de la información mejora la capacidad para detectar tendencias o variaciones.

Los márgenes de exactitud con este sistema son los siguientes:

- Altitud: 10 ft
- Mach No: .001
- TAT: 1° C
- N1: 0.1%
- N2: 0.1%
- EGT: 1° C
- Fuel Flow: 10lb/hr
- Vibration: 0.01 units
- Oil pressure: 1 psi

La variación aceptable mientras se adquiere la información del monitoreo es la siguiente:

- TAT <  $\pm 1.2$
  - N1 <  $\pm 0.5\%$
  - Altitud <  $\pm 100$  ft
  - *Mach number* <  $\pm 0.015$
  - N2 <  $\pm 1\%$
- 
- Criterio de estabilización en crucero

Se describe un ejemplo por pasos para la comprensión de los que se requiere ejecutar.

- Estabilizar en crucero por un mínimo de 5 minutos para estabilizar la aeronave en la operación del motor (*auto-throttle* apagado de preferencia)
- Grabar la información en condiciones estables si se mantienen por 12 segundos
- Purga de motor estable
- Cubierta de nariz del motor y anti hielo del ala en “apagado”

Ejemplo:

Condiciones aceptables:  $\begin{cases} -Altitud > 20,000 \text{ feet} \\ -Mach number > 0.6 \text{ and } < 0.9 \end{cases}$

Se debe de ver el muestreo en condiciones climáticas

Para el muestreo de datos, se deben de considerar los factores climáticos que pueden en alguna medida afectar las condiciones óptimas del avión y por ende el comportamiento en el rendimiento energético del motor, como parte medular de dicho estudio.

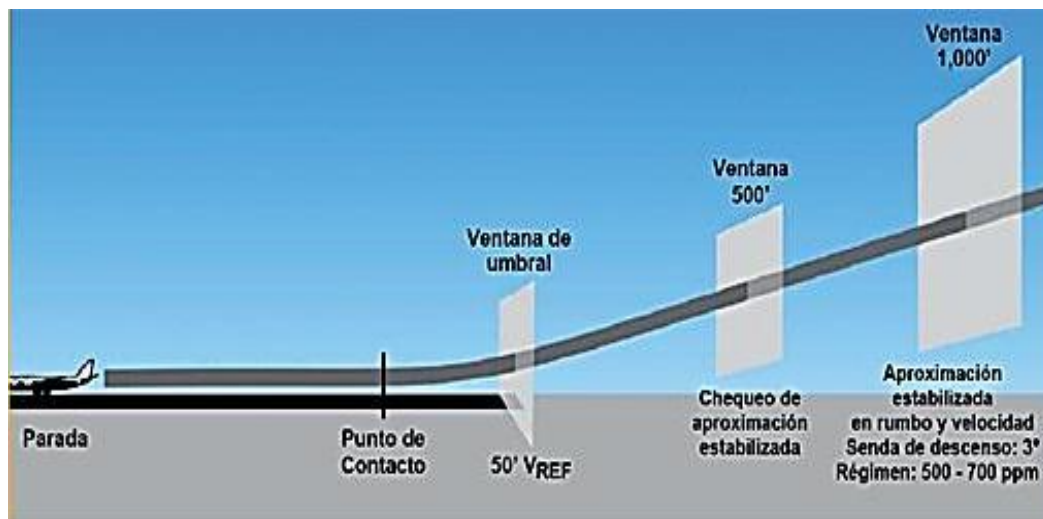
La realización de pronósticos meteorológicos a una escala regional y especialmente a escala local, constituye hoy en día una actividad sumamente importante y extendida en casi todo el mundo y en numerosas actividades.

La organización de la aviación civil OACI, contempla (horarios, previsiones, alternativas de vuelo, etc.) y depende en gran manera, cada vez más, de los pronósticos meteorológicos muy detallados.

Esta actividad se basa en los datos suministrados por las estaciones meteorológicas estratégicamente ubicadas e intercomunicadas entre sí y por la información obtenida en tiempo real de multitud de satélites meteorológicos,

principalmente, satélites geoestacionarios, drones (vuelos no tripulados) y otros medios de obtención de datos atmosféricos.

Figura 56. **Aproximación para el aterrizaje utilizando las radiobalizas**



Fuente: CREUS Sole Antonio. *Iniciación a la aeronáutica*. P. 132.

Es de suma importancia conocer las causas que provoca la densidad, efectos que tiene sobre el rendimiento del avión, puede ocurrir varias preguntas: ¿hay algún indicador o instrumento a bordo que nos diga la densidad? ¿Si no lo hay cómo se calcula? ¿Cómo se deduce el rendimiento del avión a partir de una densidad dada?

No hay indicador o instrumento a bordo que indique directamente la densidad, pero los manuales de operación suelen incluir unas tablas tabuladas, en las cuales se obtiene la densidad en base a la temperatura y la presión. Pero además, en general no es necesario conocer explícitamente la densidad, pues los manuales de operación incluyen una serie de tablas de rendimiento, específicas para el avión, en función de la temperatura y la presión de altitud.

En definitiva, conociendo la altitud de presión y la temperatura exterior, basta con consultar la tabla tabulada correspondiente para conocer el rendimiento esperado.

Se debe tener en cuenta que la información dada por el fabricante en las tablas de rendimiento, se obtiene mediante pruebas de vuelo efectuadas en condiciones normales de operación, hechas por pilotos con una notable experiencia y con el avión en buenas condiciones. Es prudente pues, contar con un rendimiento ligeramente inferior y prever un ligero margen de seguridad.

En algunos libros y manuales, cuando se habla de rendimiento se suele recurrir a dos conceptos que en ocasiones producen confusión en los alumnos pilotos: altitud de presión y altitud de densidad.

En condiciones estándar, a cada altitud concreta le corresponde una presión determinada; si ponemos ambos valores en dos columnas, podemos determinar la altitud a partir de la presión y viceversa. Este es el principio de funcionamiento del altímetro.

Lo mismo sucede con la densidad; en condiciones estándar a cada altitud le corresponde una densidad y viceversa; de ahí el nombre altitud de densidad. En esta relación biunívoca, la altitud de presión por tanto, no es ni más ni menos que la altitud que corresponde a una presión concreta en condiciones estándar, y esa misma altitud corregida por las desviaciones de temperatura respecto a la estándar recibe el nombre de altitud de densidad.

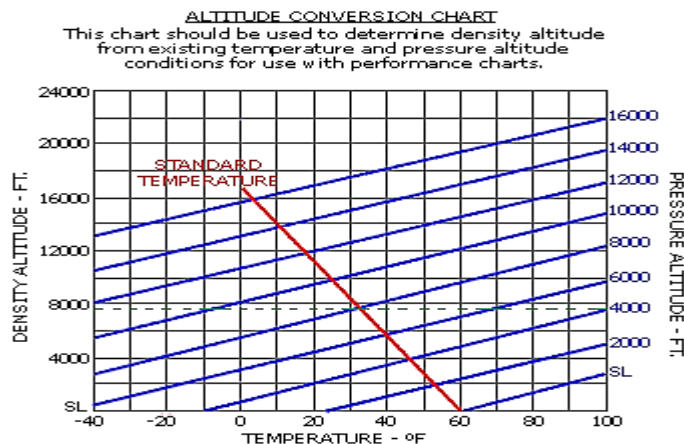
La altitud de densidad NO es un nivel de vuelo, es una "condición", por lo que es importante recordar que la altitud indicada por el altímetro, calibrado habitualmente con el *QNH* (*Question Nil Height*) o el *QNE*, es siempre la referencia de altura en lo que respecta al vuelo. Hay distintas denominaciones para distintos conceptos de altitud, se debe conocer, comprender su significado y para qué sirven, pero la referencia sobre la altura de vuelo del avión es la indicada

por el altímetro. Resumiendo; el nivel de vuelo viene dado por el altímetro (altitud de presión) y la altitud de densidad se utiliza para determinar el rendimiento del avión.

El objetivo de una tabla consiste en mostrar el resultado de una consulta basada en valores conocidos. Y aunque no se tiene a bordo instrumentos que midan la densidad, se tiene uno que indica la presión (altímetro) traducida en altura y otro que mide la temperatura (*OAT - Outside Air Temperature*).

Lo más lógico por tanto es construir las tablas en base a valores de presión traducidos en altura, y valores de temperatura, teniendo como referencia la atmósfera estándar.

Figura 57. **Gráfico de conversión de altitud**



Fuente: MUÑOZ, Miguel Ángel, *manual de vuelo*. P.74.

#### **4.1.2. Otros factores climáticos que afectan las condiciones en el desempeño del avión**

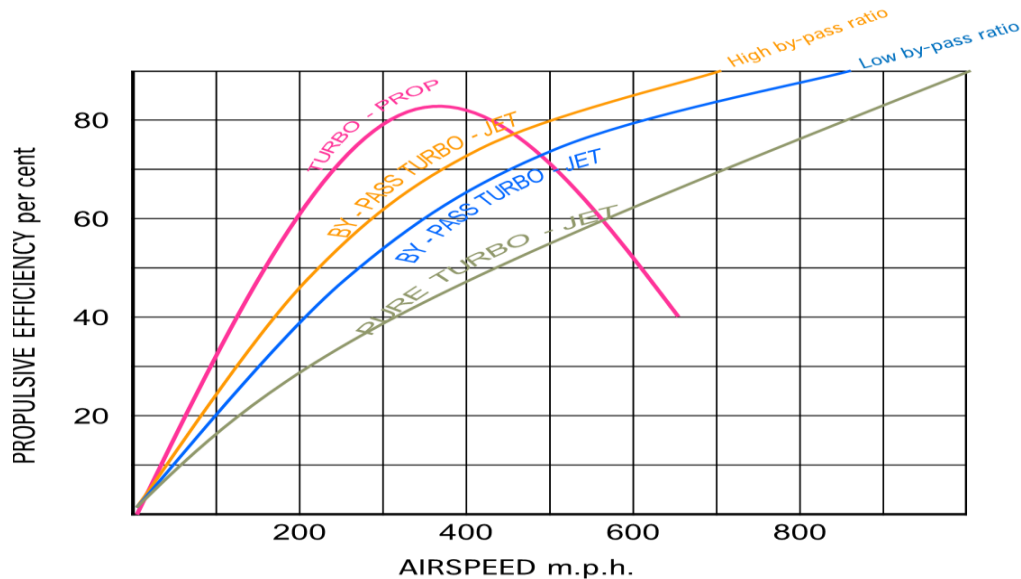
- **Humedad**

Debido a la evaporación, la atmósfera siempre contiene alguna parte de moléculas de agua en forma de vapor, las cuales ocupan el lugar de las moléculas de aire seco. Debido a la menor densidad del vapor de agua respecto al aire seco, un determinado volumen de aire húmedo pesa menos (es menos denso) que el mismo volumen de aire seco. Aunque en las tablas de rendimiento para aviones ligeros no suele considerarse la humedad, conviene tener en cuenta que con un alto porcentaje de humedad en la atmósfera el rendimiento del avión disminuye.

- **Viento**

El efecto del viento en superficie tiene, en cierto sentido, un efecto contrario al mismo viento durante el vuelo. En el despegue o aterrizaje el viento en cara es positivo, hace más corta la carrera de despegue o aterrizaje; incrementa el ángulo de ascenso y la senda de descenso; posibilita una mejor liberación de obstáculos; etc. Por el contrario, el viento en cola para estas dos operaciones es negativo; salvo casos de fuerza mayor, nunca debe realizarse un despegue o aterrizaje con viento en cola.

Figura 58. **Velocidad del viento vs. Eficiencia de la propulsión**



Fuente: ANDERSON J.D. *Introduction to flight*. P. 238.

Sin embargo, en vuelo de crucero el viento en cara incrementa la resistencia al avance y por tanto el consumo de combustible, mientras que el viento en cola incrementa la velocidad respecto al suelo permitiéndonos llegar antes a nuestro destino. Para un mismo gasto de combustible el radio de acción con el viento en cara es menor que con el viento en cola.

- Estado de la pista

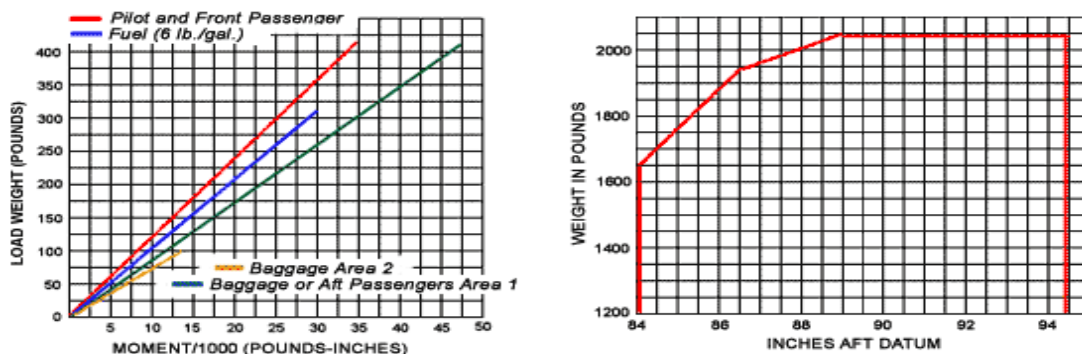
En las operaciones de despegue y aterrizaje, el estado de la pista y su gradiente (cuesta arriba o cuesta abajo) puede tener una gran influencia. Una pista de hierba, tierra o grava, mojada, etc. Produce mayor resistencia al movimiento del avión que una pista asfaltada y seca. Esto implica una carrera de despegue más larga y por tanto la necesidad de una mayor longitud de pista para despegar.

Naturalmente, una pista cuesta arriba alarga la carrera de despegue y acorta la de aterrizaje. De la misma manera una pista cuesta abajo acorta la carrera de despegue y alarga la de aterrizaje.

- **Peso**

Se sabe, que el peso y su distribución tienen unos límites que no se pueden sobrepasar si queremos volar sin riesgos. Pero aun estando el peso y el centro de gravedad (c.g.) dentro de estos límites, es obvio que para levantar y mantener en vuelo un peso mayor se necesita mayor rendimiento del avión que con menos peso. En algunos casos extremos, aeródromo a mucha altitud en un día con temperatura y humedad muy altas, puede suceder que el peso suponga una incapacidad tal que no sea posible el despegue.

Figura 59. **Gráfica para el cálculo del peso y balance**



Fuente: MUÑOZ Miguel Ángel, *manual de vuelo*. P. 87.

#### 4.1.3. **Adquisición de datos automatizada**

El Sistema abordo de la aeronave que graba automáticamente la información del monitoreo busca automáticamente el criterio de captura de información estable



en crucero. Dispara el criterio para grabar la información en el momento indicado al despegue.

Muchas aproximaciones son usadas para transferir información de la aeronave al monitoreo; el sistema ACARS es usado para transmitir información a tierra.

La información gravada en unidades de memoria portátiles, o tarjetas de PC debe ser recolectada de la aeronave con regularidad.

Varios formatos de información deben ser apropiados para transmitirse al sistema de diagnóstico. Transmitir directamente el mensaje duplicado del ACARS generalmente es lo recomendado.

#### **4.1.4. Beneficios de la adquisición de datos automatizada**

La mejor calidad de información mejora la exactitud/precisión y minimiza los errores asociados con el registro manual de los datos.

La información es grabada bajo las mismas condiciones (se dispara automáticamente) y no depende de la tripulación o mantenerlo en espera, se recopila con regularidad y con un sistema confiable.

Entregando los siguientes resultados:

- Reduce la dispersión en las gráficas.
- Las tendencias en los rendimientos son claras.
- Las variaciones anormales sean fáciles de detectar

## 4.2. Precisión de los datos en vuelo

De acuerdo a la información proporcionada los datos del modelo del motor V2500 del avión Airbus A320, se procesó respecto a las condiciones de vuelo vs. Condiciones atmosféricas, se presentan gráficas que muestran la tendencia del consumo energético.

Para ello se debe de considerar las condiciones atmosféricas y sus propiedades, desde un punto de vista aerodinámico.

- Terminología de las graficas
  - Puntos “Raw” (puntos sin clasificar)

Son puntos de datos individuales (cualquiera de los valores medidos o calculados). Se representan por un punto abierto con una marca.

- Suavizando

Es un “promedio continuo” de la tendencia de los parámetros mostrados por una línea continua (los algoritmos para uniformizar usualmente desfasan la línea una diferencia del 20% entre el último punto y el nuevo “punto raw”).)

La siguiente figura representa el algoritmo que se utiliza para desarrollar las gráficas suavizando las líneas y la ubicación de los puntos para obtener una gráfica de mayor grado de confiabilidad reduciendo los puntos máximos y mínimos con el objetivo de mantener un área de atención central en la gráfica.

$$smoothed_{new} = smoothed_{old} + \alpha(raw_{new} - smoothed_{old})$$

Algoritmo para suavizar los puntos de la gráfica.

Smoothing coefficient “ $\alpha$ ” usually = 0.2

Smoothed = Suavizada

Raw = crudo

*Smoothing coefficient* = coeficiente de suavizado

- Punto inicial de suavizado (Init)

Unifica el promedio de los primeros 10 puntos “smoothed” e inicia la línea de la grafica con el decimo punto en el nivel de inicialización de la gráfica original.

- Protección de puntos de excedencia

Si los puntos exceden los límites la información se considera potencialmente “erronea”. En algunos casos, “smoothing” detienen la continuidad si el punto se repite.

- Características de variaciones en las gráficas

- *Step shift* (escalón de variación)

Es una variación en la información que ocurre en un tiempo razonablemente corto que se caracteriza por un movimiento repentino en la gráfica.

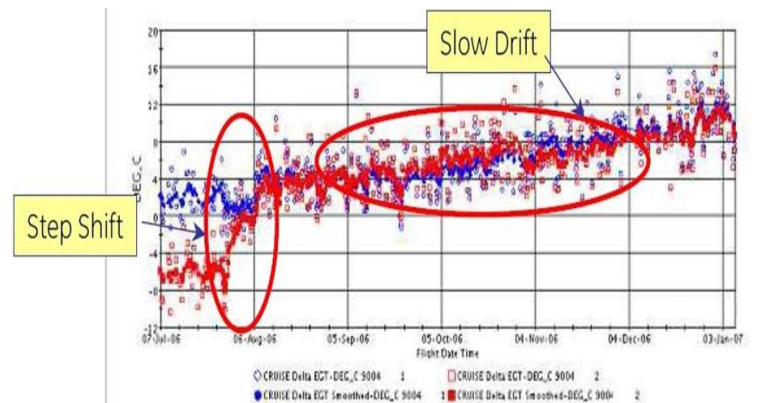
- *Slow Drift* (Deriva lenta)

Se define como un movimiento lento en la gráfica, el cual ocurre por un largo periodo de tiempo.

- *Break in data* (vacío interno de datos)

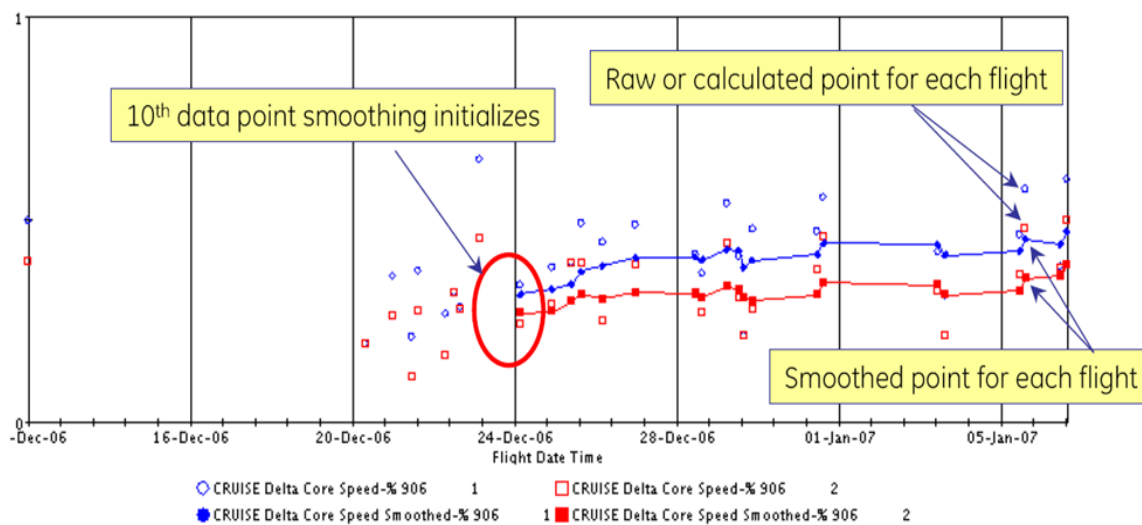
Un rompimiento entre los datos ocurren cuando hay un vacío de información, la aeronave pudo estar fuera de servicio o la información no está siendo procesada.

Figura 60. **Ejemplo de las características de variaciones en las gráficas**



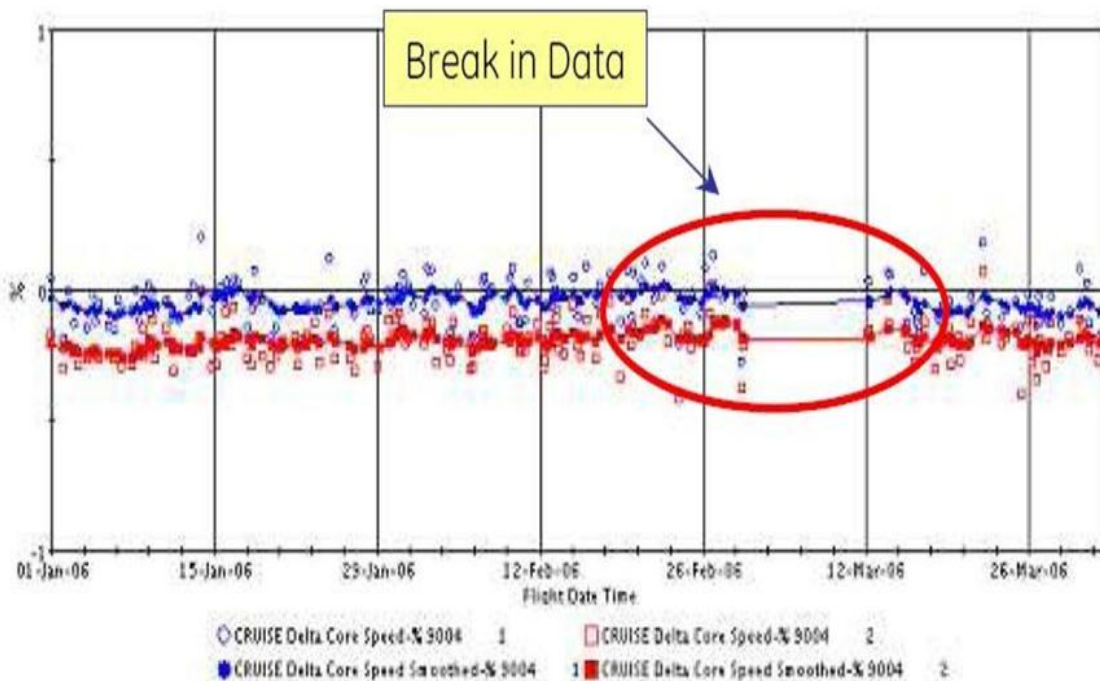
Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 48.

Figura 61. **Ejemplo de elementos de la gráfica Diagnóstico**



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 51.

Figura 62. Ejemplo de “Vacío interno en los datos”



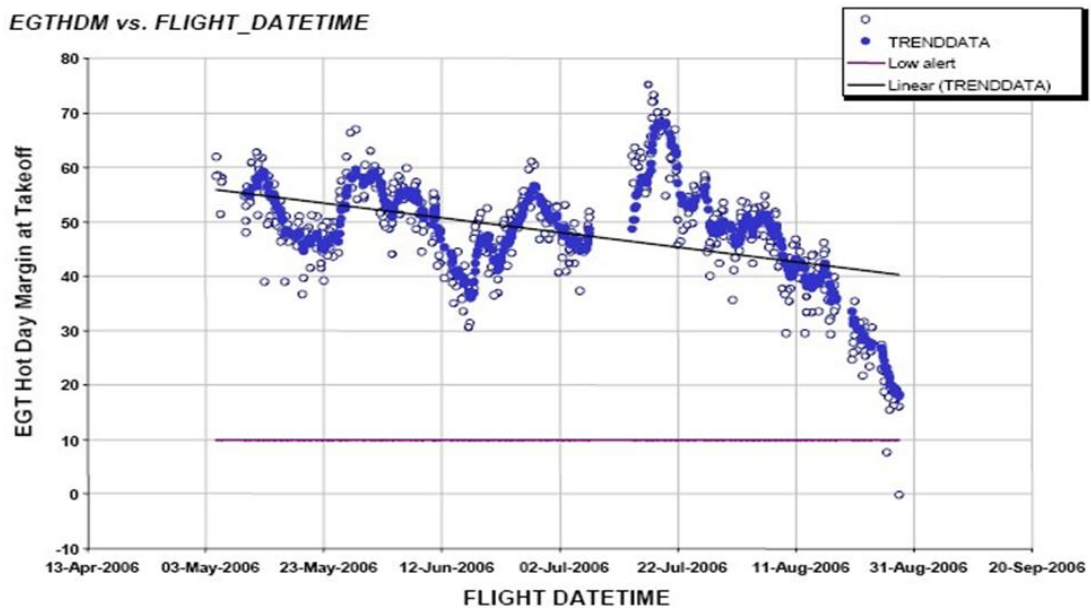
Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, Manual *capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 53.

#### 4.2.1. Diferencias entre gráficas de despegue y crucero

Las gráficas que pueden utilizarse para análisis del rendimiento del motor pueden ser configuradas dependiendo del registro que se obtuvo de la información ya que puede ser estudiado tanto en Crucero como en el despegue teniendo en cuenta los siguientes dos detalles siempre en consideración:

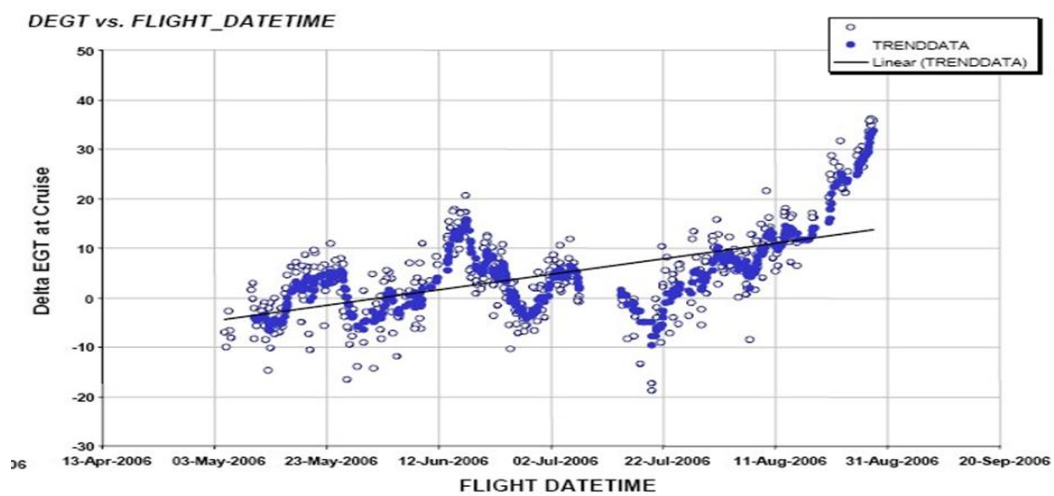
- En despegue las gráficas reflejan una tendencia decreciente y se observan fundamentalmente los márgenes.
- En crucero las gráficas reflejan una tendencia creciente y se analiza principalmente el Delta.

Figura 63. **Gráfica con información de despegue muestra tendencia decreciente**



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 56.

Figura 64. **Gráfica con información de Crucero muestra tendencia a bajar**



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P.60.

- Términos vinculados a los márgenes del rendimiento del motor
  - *Corner point temperature* (puntos de temperatura angulados). Es la temperatura más alta certificada para despegue con empuje máximo a una altitud específica.
  - *Red-line limit* (límite de línea roja). Refiere al nivel máximo para el cual un motor se encuentra certificado para su operación sin que requiera acción de mantenimiento.
  - *Margin* (margen). Es la cantidad por debajo del límite certificado del motor tomando como referencia “*red-line limit*”.
  - *Thresholds* (umbral). Son puntos de precaución para tener cuidado en el nivel al que se está aproximando o llegando.
  - *Cold Engine Takeoff's* (Despegues con “motor frío”). Un despegue sin un calentamiento significativo, después de que el rotor y la cubierta se han enfriado cerca a la temperatura ambiente (además referido como “*first take off of the day*” (primer despegue del día). Es permitido durante un despegue con motor frío que los niveles de EGT sean más altos y los márgenes menores.

#### **4.2.2. Parámetros clave usados para el monitoreo del rendimiento del motor**

Los motores son monitoreados por una base de datos y no se necesita revisar todas las gráficas individualmente ya que se tiene la tecnología que alerta para identificar cuales motores necesitan ser analizados por problemas potenciales.

Las alertas son disparadas por características anormales de la gráfica o niveles de cuidado detectados automáticamente por el sistema de Diagnóstico. El uso de los diagnósticos alerta puede ser útil para el operador donde su función original fue desarrollada para ayudar al administrador de flotas grandes aun cuando beneficia a las flotas de cualquier tamaño ya que identifica cambios sutiles.

Parámetros clave del monitoreo usados como medidor una herramienta de alto nivel para determinar si los rendimientos de motores están cambiando de sus rangos normales de operación, los parámetros de rendimientos de velocidad crucero y despegue son monitoreados y cuando un cambio en un parámetro básico ha sido identificado los parámetros adicionales deben ser analizados para determinar el fundamento de la causa.

- Parámetros calculados.

No se puede hacer una simple gráfica de datos sin analizar la información tomada directamente de la aeronave tomando en cuenta las variaciones significativas en las condiciones del ambiente, existen cuando la información es grabada.



La información monitoreada generalmente es regulada y ajustada de modo que los parámetros de rendimientos son corregidos por cambios en TAT, y ajustes hechos por purga, altitud, Mach.

- Gráficas de rendimiento crucero en base a parámetros calculados

Los Parámetros usados para monitorear el rendimiento crucero se diferencian usualmente entre las mediciones actuales y las “líneas base de referencia” llamadas “delta”

El seguimiento de los parámetros crucero “desviados” o “delta” calculados se mencionan a continuación con su respectiva referencia técnica:

- Delta EGT – DEGT (°C)
- Delta Core Speed – GPCN25 (%)
- Delta Fuel Flow – GWFM (%)
- Delta Oil Pressure – DPOIL (psi)
- Los parámetros “Delta” que son graficados típicamente son:
- Rendimiento al despegue - delta de limite EGT certificado.
- Reducción de potencia al despegue – delta de control de potencia programado.
- Rendimiento crucero—delta de líneas base de referencia en crucero. (rendimientos característicos para la familia de motores).

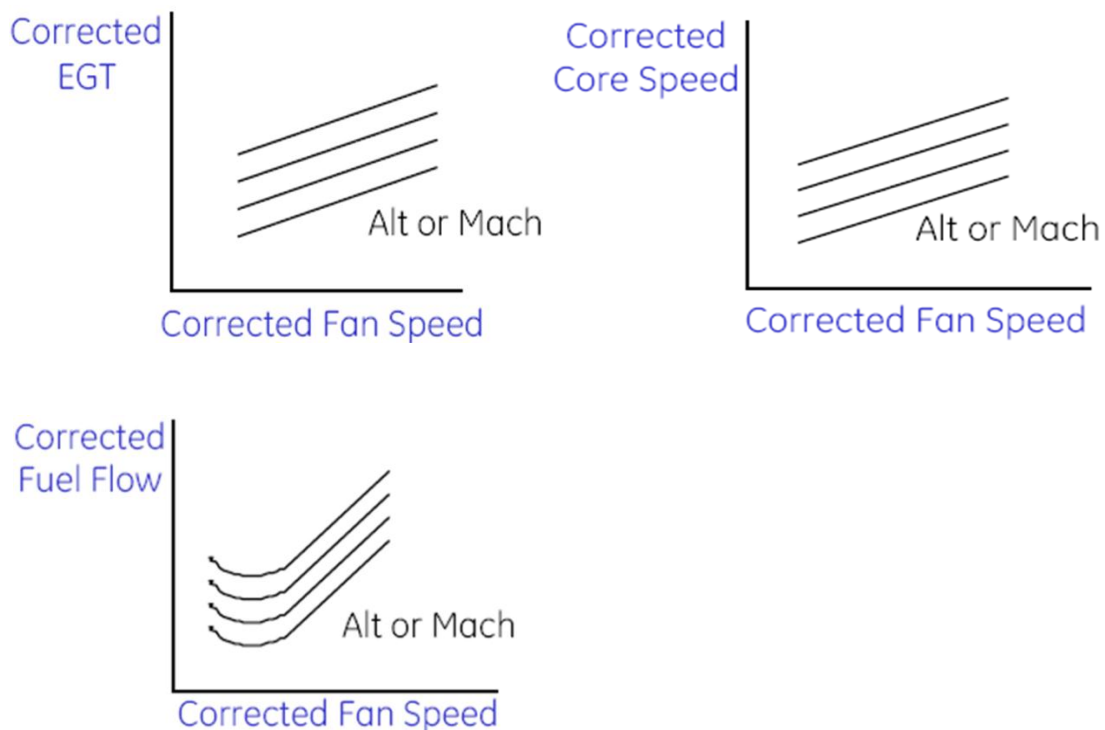
Las líneas base de referencia crucero representan características esperadas del motor para su operación en varias condiciones de vuelo. Los niveles de las líneas base están calculadas para condiciones operacionales correspondientes a las condiciones cuando la información crucero del monitoreo fue adquirida.

El seguimiento es tomado dentro de un informe cuando los valores de las líneas base derivan:

- ✓ Temperatura del aire
- ✓ Ajuste de potencia
- ✓ Número de Mach
- ✓ Purga neumática
- ✓ Altitud

En base al diseño de las gráficas parametrizadas por el software de G.E. se tienen las líneas base de referencia para cada parámetro a monitorear que se muestran en la Figura 65.

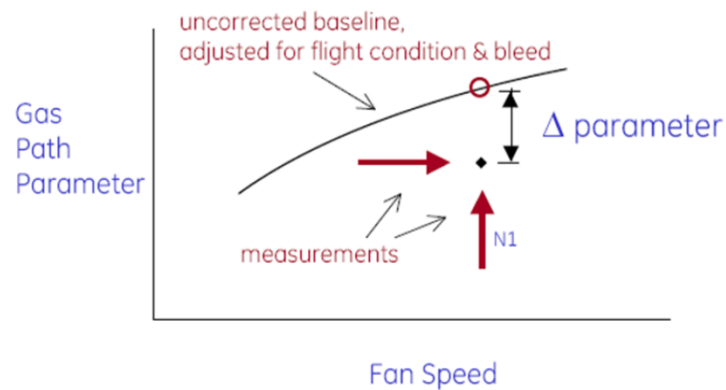
Figura 65. **Trayectoria de las líneas base en nivel crucero de parámetros**



Fuente: *Trayectoria de las líneas base en nivel crucero de parámetros* Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-36. P.37.

Nota: los parámetros medidos pueden estar por encima o por debajo de la línea base. De esta manera el resultado de “Δ parámetro” puede ser positivo o negativo.

Figura 66. **Ejemplificación de Delta N1 entre el Registro y la Línea Base**



Fuente: *Delta N1 entre el Registro y la Línea Base Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-36. P. 38.*

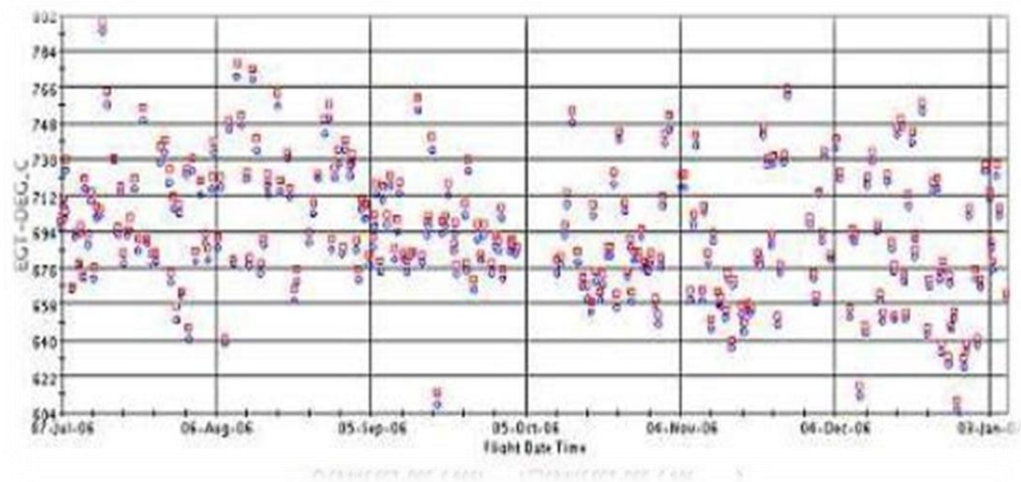
#### 4.2.3. Medición vs parámetros graficados de delta EGT

El delta (DEGT) es la diferencia entre el modelo del motor que se encuentra en función de los valores registrados en la ecuación:

$$Modelo = F(TAT, N1K, Mach, Alt, Bleeds)$$

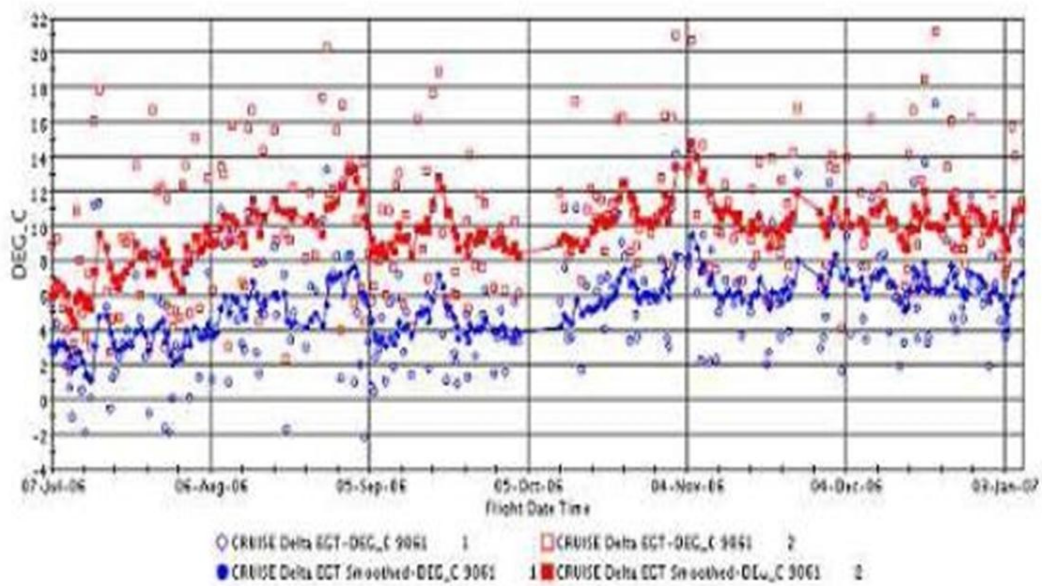
Y los valores actuales medidos EGT (Delta EGT desplegado en °C).

Figura 67. Dispersión de datos registrados de EGT



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 67.

Figura 68. **Gráficas crucero “Delta EGT” gráfica con suavizado en color azul y registros comunes en color rojo**



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 69.

Se nota la diferencia en la escala entre las dos graficas:

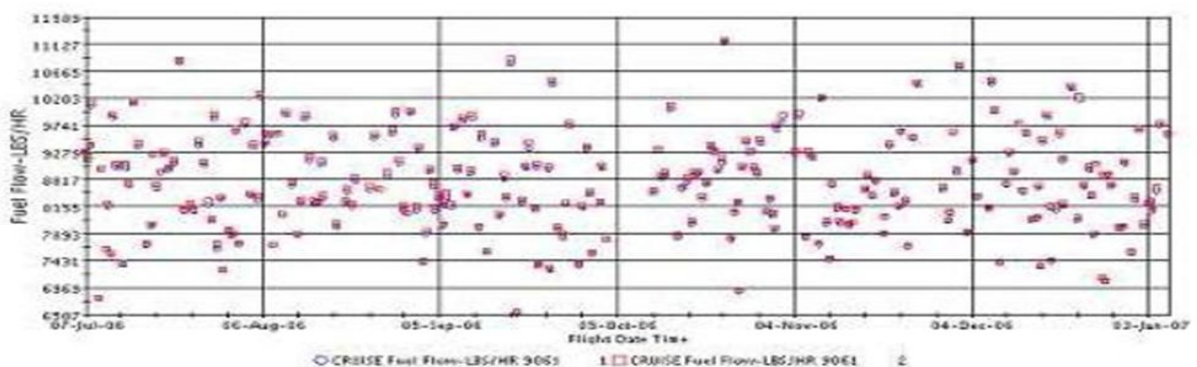
- EGT
  - El rango es 604°C a 802°C
  - Cada bloque es de 18°C
- Delta EGT
  - El rango es -4°C a 22°C
  - Cada bloque es de 2°C
- Medición vs parámetros graficados de delta fuel Flow

El delta (GWFM) es la diferencia entre el modelo del motor que se encuentra en función de los valores registrados en la ecuación:

Modelo = F (TAT, N1K, Mach, Alt, Bleeds)

Y los valores actuales medidos Delta EGT desplegado en % Delta Fuel.

**Figura 69. Dispersión de Datos Registrados en Nivel Crucero Medido de flujo de combustible o Fuel Flow**



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 70.

Se nota la diferencia entre “unidades” para los dos gráficos:

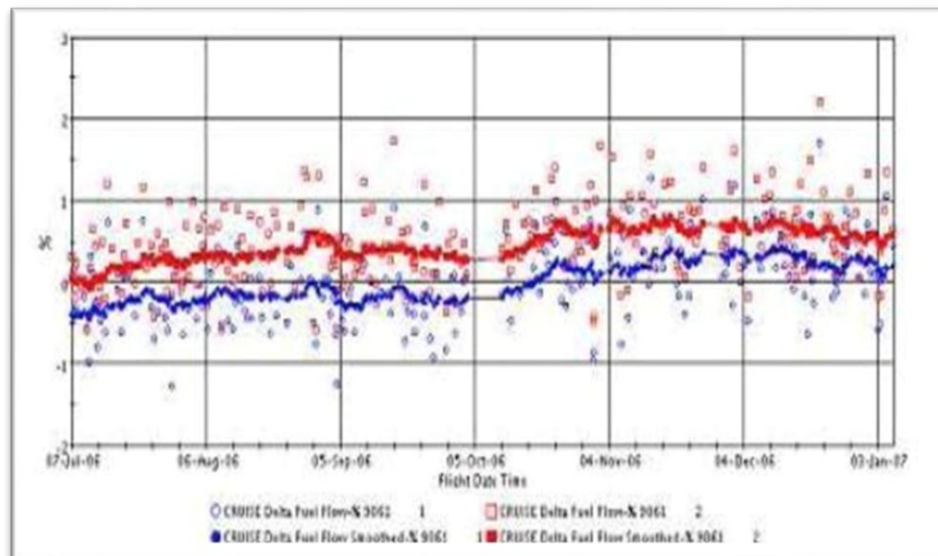
- Fuel Flow

Siempre mostrado en libras/hora incluso si el dato de entrada es kilogramos/horas.

- Delta Fuel Flow

Se muestra en porciento (%).

Figura 70. **Gráficas crucero “Delta Fuel Flow” gráfica con suavizado en color azul y registros comunes en color rojo**



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 73.

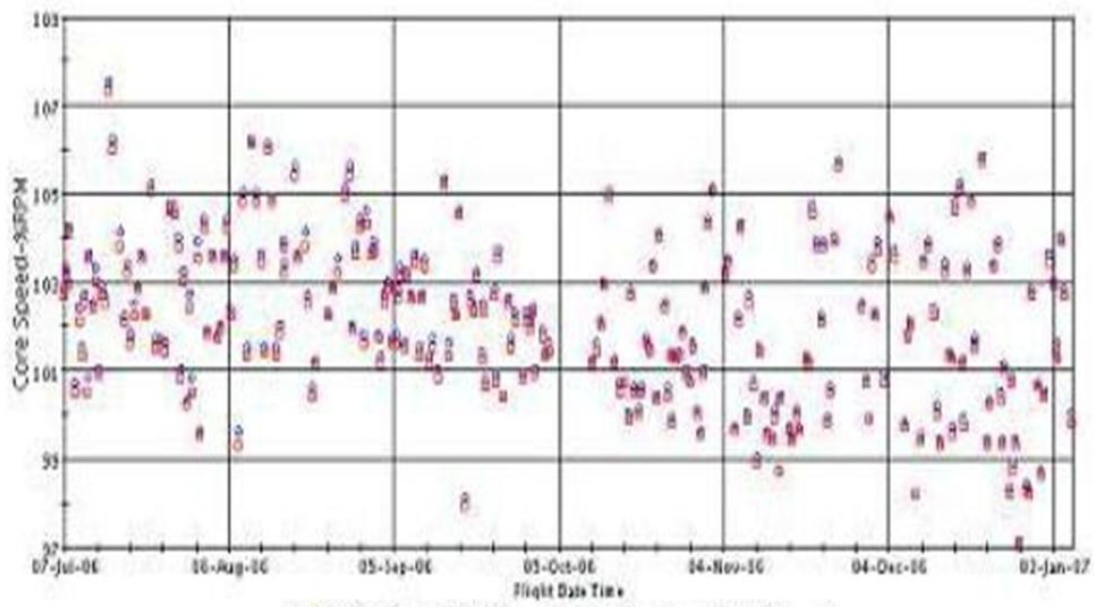
#### 4.2.4. Medición vs parámetros graficados de delta Core Speed (velocidad N2)

El Delta Core Speed es la diferencia entre el modelo del motor que se encuentra en función del valor actual medido de Core Speed se representa en la ecuación siguiente:

$$\text{Modelo} = F(\text{TAT}, \text{N1K}, \text{Mach}, \text{Alt}, \text{Bleeds})$$

Delta EGT desplegado en % Delta Core Speed.

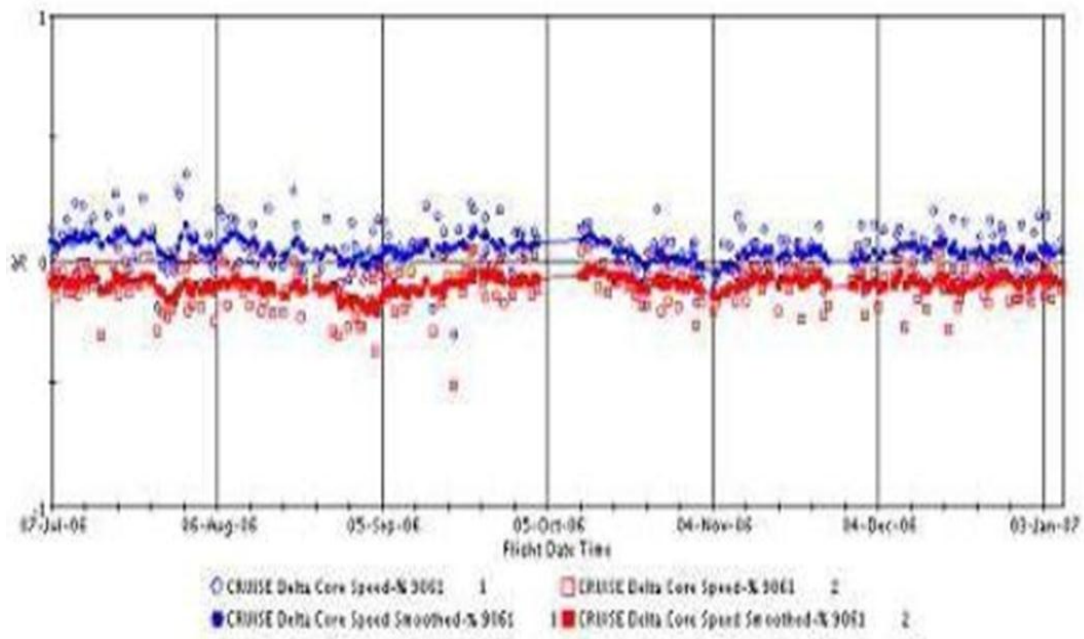
Figura 71. **Dispersión de Datos Registrados en Niveles medidos en Crucero de Core Speed**



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 74.



Figura 72. Gráficas crucero de “*Delta Core Speed*” gráfica con suavizado en color azul y registros comunes en color rojo



Fuente: MARROQUIN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 75.

Se nota la diferencia en la escala entre las dos graficas:

- N2

El rango es 97% a 109% Cada bloque es de 2%

- Delta N2

El rango es -1% a +1%

Cada bloque es de 1%

- Cálculo de margen de ITT

La temperatura entre turbinas (ITT) es un parámetro importante para conocer las condiciones térmicas y la eficiencia mecánica con que operaran las turbinas.

El margen de ITT se obtiene de la siguiente manera:

$$ITT_{\text{margen}} = (ITT_{\text{Línea roja}} - ITT_{\text{Registrado}})$$

- Niveles gráficos de crucero calculado

El sistema computarizado provee contribuciones de la información crucero y despegue. En crucero la información es grabada durante el periodo donde el motor ha sido estabilizado identificando variaciones del rendimiento anormales y estima largos periodos de gráficos con el posterior análisis de la información así como las configuraciones características de tendencias indicadas del motor y las condiciones de sus instrumentos.

En el despegue se graban las condiciones más severas en picos de EGT obteniendo como resultados el estimado de la capacidad de rendimiento del motor así como el remanente del tiempo instalado.

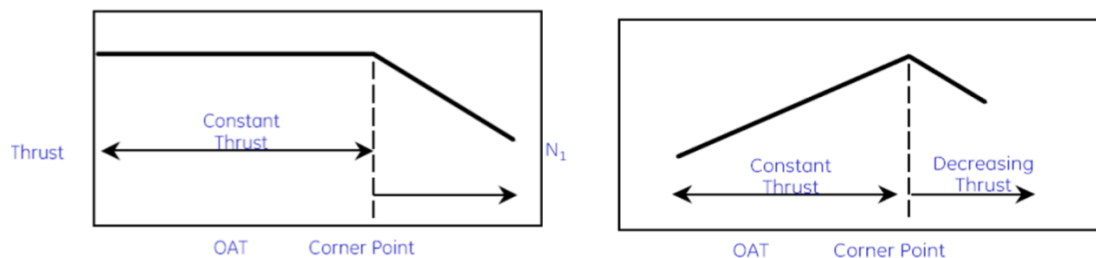
- Consideraciones para variaciones de EGT

El empuje se mantiene en forma constante cuando la temperatura ambiente no varía.

De manera contraria, el empuje decae cuando la temperatura ambiente aumenta, lo que se puede observar en la Figura 74 ubicando claramente el punto angulado donde decae el parámetro de EGT.

De manera semejante con el parámetro  $N_1$  en condición de empuje constante, dadas las condiciones de aumento de temperatura paulatinamente el  $N_1$  sufre un decremento significativo directamente proporcional.

Figura 73. **Comportamiento del Empuje y  $N_1$  respecto a la variación de OAT**



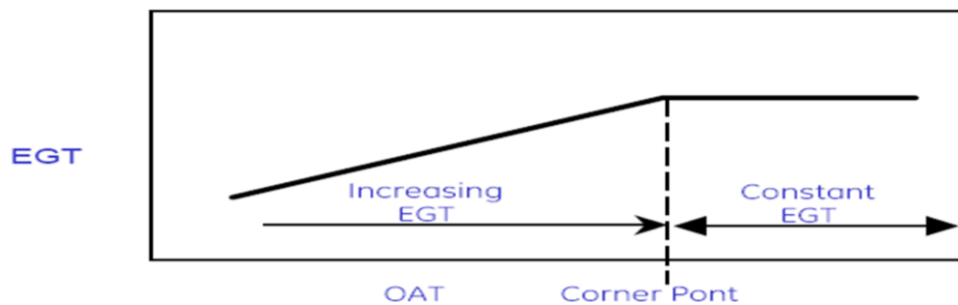
Fuente: *Comportamiento del Empuje y  $N_1$  respecto a la variación de OAT*. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-23. P. 58.

Para conocer los requerimientos de rendimiento, los motores son diseñados para entregar un empuje a algún “punto angulado” o “punto plano o bajo”. A temperaturas superiores “punto angulado” de temperatura, el empuje disminuye y el rendimiento de la aeronave es ajustado acorde a las limitaciones de EGT.

N1 para control de potencia programado incrementa con el OAT (arriba de “punto angulado” de temperatura) en función de mantener el empuje constante. Después el “punto angulado” del control de potencia de N1 y el empuje decrece.

EGT se incrementa con OAT al “punto angulado” de temperatura y se mantiene constante.

Figura 74. **Comportamiento del EGT respecto a la variación de OAT**



Fuente: *Comportamiento del EGT respecto a la variación de OAT*. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-26. P. 59.

#### 4.2.5. **Margen de EGT respecto a la temperatura ambiente**

Limite a nivel del mar de la temperatura ambiente (OATL) es la proyección de la temperatura ambiente más alta a la cual un motor va a producir el máximo empuje sin exceder la línea roja de EGT.

Margen de EGT en día caliente es el margen de la temperatura de los gases de escape estimado entre la línea roja de EGT y EGT proyectado para empuje máximo de despegue en un punto angulado de temperatura al nivel del mar.

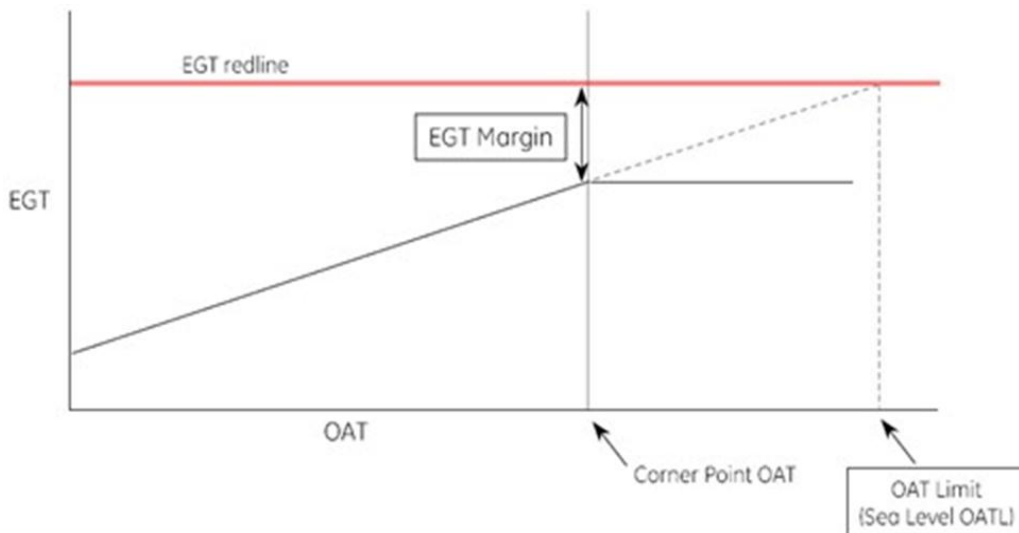
OATL a Nivel del mar y el margen de EGT en día caliente son similares en sus mediciones de rendimiento basado en la información de despegue.

La línea roja de EGT es un margen determinado el cual se debe tener claro para tomarlo como un máximo operacional, conforme aumenta la temperatura ambiente en donde se opera el motor el EGT incrementa y el margen de EGT es la diferencia entre la línea roja y el margen registrado de EGT como se muestra en la figura siguiente, este límite tiene como máximo el OAT a nivel del mar, calculado por la siguiente fórmula:

$$NIVEL\ DEL\ MAR\ OATL = T_{CP} \times \left( \frac{EGT_{Línea\ roja}}{EGT_{Línea\ roja} - Margen\ día\ caluroso} \right)^k$$

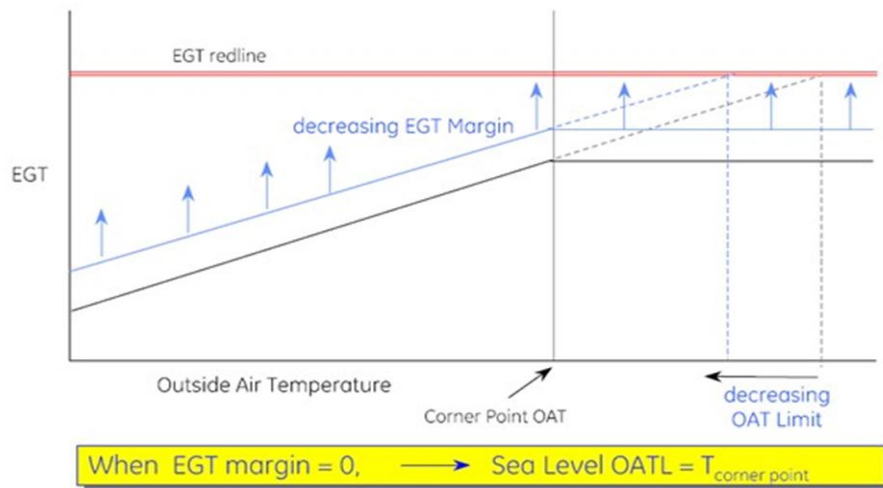
Fórmula para temperatura ambiente a nivel del mar

Figura 75. **Margen de EGT**



Fuente: *Margen de EGT* Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-31. P. 63.

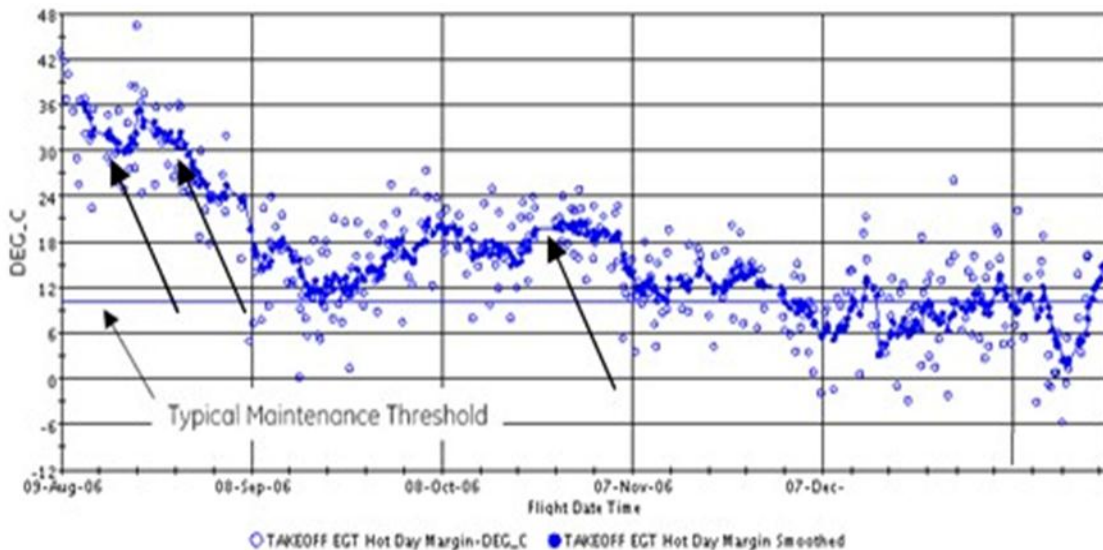
Figura 76. **Decremento del margen EGT en función al del deterioro**



Fuente: *Decremento del margen EGT en función al del deterioro* Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-32. P. 64.

El margen de EGT se ve afectado debido al desgaste y deterioro del motor de manera que se desplaza a una posición cerrada entre la información registrada y el margen de la línea roja lo cual reduce la capacidad de operar el motor en condiciones de temperatura ambiente elevada.

Figura 77. Ejemplo de puntos excesivos de EGT



Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 79.

- Valoración del rendimiento al despegue

El rendimiento proyectado a máxima potencia, en punto angulado, en condiciones de nivel del mar, (OATL y Margen de EGT) marca la pauta para observar las condiciones de excedencia de EGT al despegue, dictamina las acciones de mantenimiento a realizar en caso de ser necesarias (ver manual de mantenimiento de la aeronave para las zonas de excedencias y las acciones específicas requeridas).

Las condiciones al despegue que impactan con un pico el nivel de EGT y una potencial excedencia se pueden disminuir con las acciones siguientes:

- Usar la reducción de potencia y temperaturas ambiente frías para reducir EGT al despegue.

- El control de potencia en aeropuertos de elevada altitud puede disminuir el Margen de EGT. (ver manual de mantenimiento del motor, prueba de sección por efectos de altitud).

El rendimiento calculado al despegue puede variar significativamente de vuelo a vuelo. El margen de EGT puede ser parcialmente restablecido por un “lavado de motor”. (Los beneficios y la duración de la mejora varían dependiendo de la familia del motor y sus condiciones ambientales de operación).

- Mantenimiento obligatorio vinculado a las excedencias de EGT al despegue

Las gráficas de rendimiento al despegue proveen proyecciones para la planeación, el manual de mantenimiento de la aeronave (AMM) contiene los requerimientos de mantenimiento relacionados a las excedencias actuales de EGT al despegue.

Las inspecciones usualmente se requieren después de que ocurre una excedencia por un periodo de duración corto tomando en cuenta las siguientes consideraciones:

- Un número límite de pequeñas excedencias son permitidas (basado en las pruebas de certificación del motor)
- La remoción es requerida después de:
  - Una excedencia significativa o
  - Una acumulación de excedencias.
- Principios del análisis gráfico

Algunos principios “universales” de interpretación para usar cuando se analizan las tendencias de la información:



Principios físicos que aplican a todo el análisis de las condiciones del motor. Hoy en día los sistemas de monitoreo de las condiciones usan modelos físicos con el núcleo (basado en velocidades de rotores, temperaturas, presiones, interacciones de sus diferentes características físicas).

Para toda acción hay una reacción igual pero en sentido opuesto. ( Mientras más combustible es quemado, más calor es generado y la temperatura incrementa).

Los motores generalmente no aumentan su rendimiento conforme transcurre el tiempo, ellos decrecientan su rendimiento debido al desgaste propio de la operación.

Muchos defectos de programas e instrumentos para monitoreo producen variaciones gráficas en crucero.

Siempre se debe estar consciente del modelo del motor, modelo de la aeronave, y tipo de control, mientras se diagnóstica las variaciones de las gráficas.

Diferentes modelos de motores tienen modos exclusivos de falla como por ejemplo:

- CFM56-3, 5A, 5C flecha flexible de VBV falla.
- CFM56-3 la experiencia PMC falla (no aplica a los modelos de motor con FADEC)
- GE 90 la experiencia dice que el medidor de fuego falla.
- (Ningún otro motor comercial tiene esta configuración del medidor de fuego).
- GE90 puede tomar lecturas individuales de las probetas termocouple (usadas para detectar cambios en las características de la cámara de combustión).

- A340 tiene numerosas anomalías en el sistema neumático.
- CF34 tiene conocidas modalidades de falla por cascabeleo de la varilla de geometría variable.
- Las verdaderas variaciones de EGT estarán acompañadas de su correspondiente variación de Flujo de Combustible, observando lo siguiente:
  - Si el flujo de combustible se incrementa, el EGT se eleva.
  - Si el flujo de combustible disminuye, el EGT debe disminuir (DE MANERA EMPIRICA: 1% en Delta Fuel Flow= 10 grados centígrados de DEGT).

Con variaciones de VBV en posición “abierto” los resultados en la gráfica resultan afectados en variaciones gráficas correspondientes “arriba” en el EGT, Flujo de Combustible y N2.

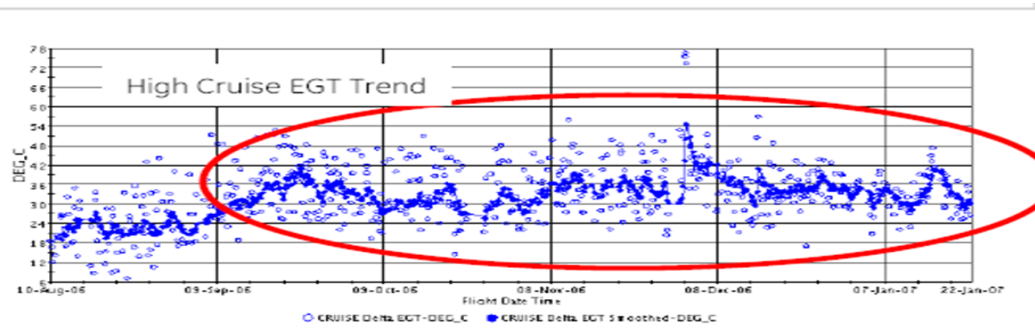
Con variaciones de VSV en dirección cerrado, resulta en una variación correspondiente arriba en la gráfica de N2 con un pequeño cambio usual en otros parámetros de gráfico y en dirección abierta, resulta en una variación correspondiente inferior en la gráfica de N2 acompañado de un pequeño cambio usual en otros parámetros de gráfico.

Motores controlados hidromecánicamente son susceptibles a entrar en perdida, si N2 es muy bajo puede llegar al límite de la velocidad del Fan, si N2 es muy alto.

- Motor deteriorado (al final de su vida útil)

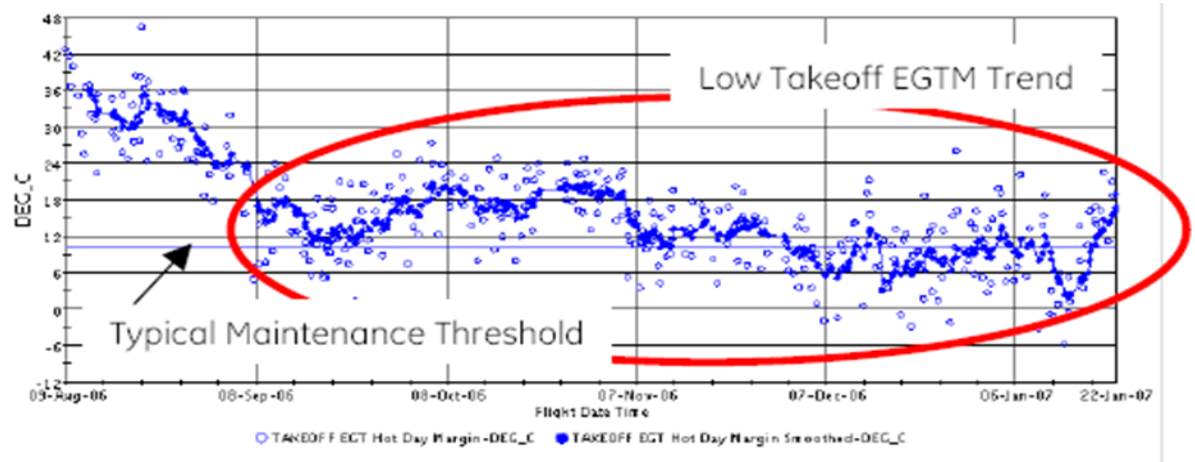
Con el progreso del tiempo que el motor ha sido operado decae su rendimiento hasta mostrarse con variaciones dispares en las gráficas, donde se observa los puntos angulados continuamente además de incrementos sostenidos en la temperatura del motor llegando a niveles excesivos como se muestra en las figuras siguientes respecto a EGT crucero, EGT despegue, FF, *indicacion* de EGT.

Figura 78. **EGT CRUCERO, EGT DESPEGUE, FF, INDICACION DE EGT**



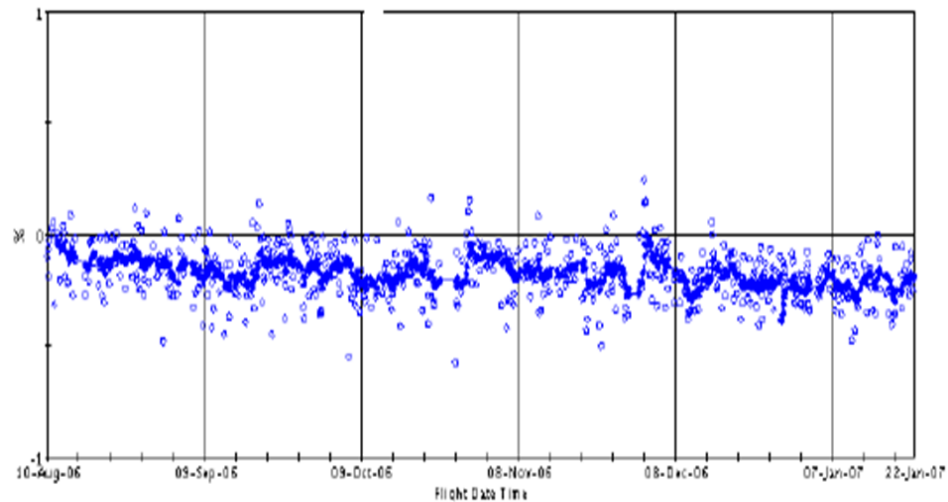
Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 82.

Figura 79. **Gráfica de niveles elevados de EGT debido al deterioro del motor**



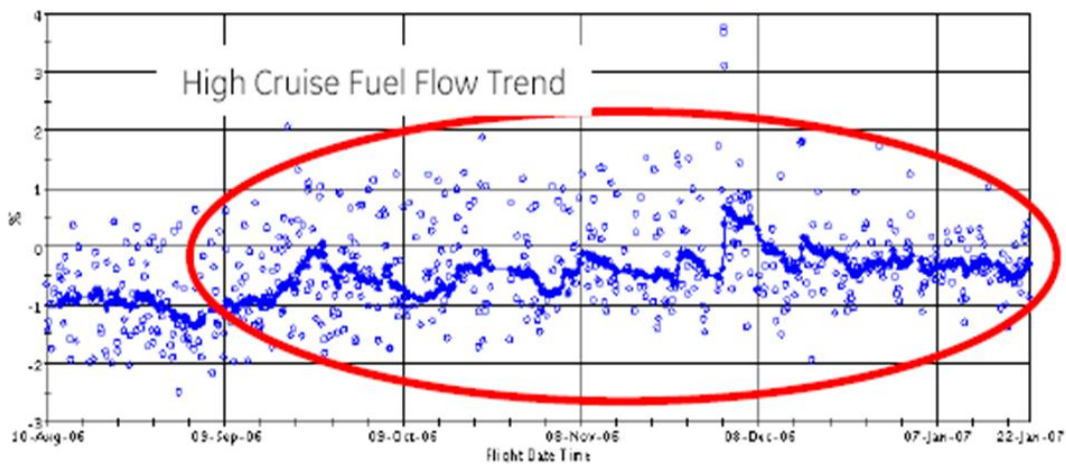
Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 82.

Figura 80. **Gráfica de niveles elevados de FF debido al deterioro del motor**



Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 83.

#### High Cruise Fuel Flow Trend

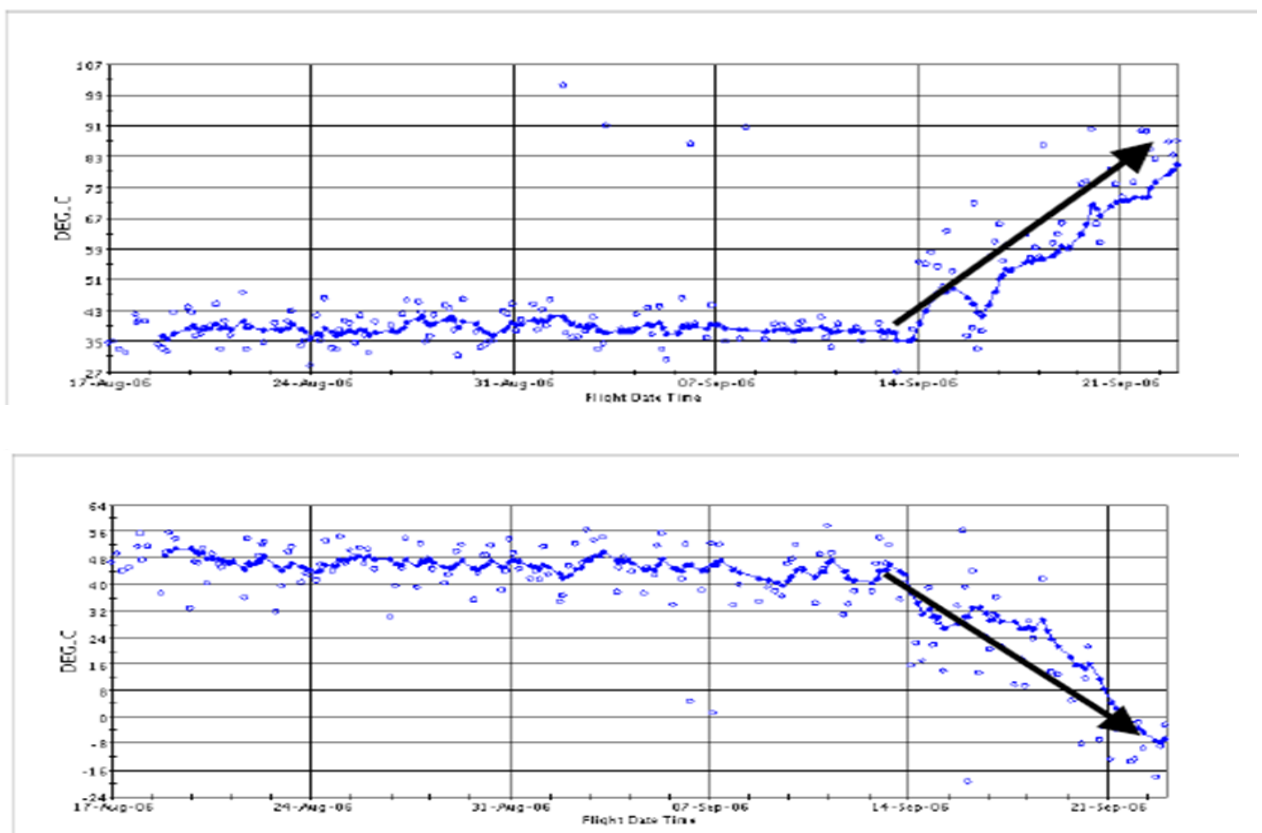


Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 83.

El motor tiende a consumir una mayor cantidad de combustible al paso del tiempo provocando que el EGT se incremente consecuentemente.

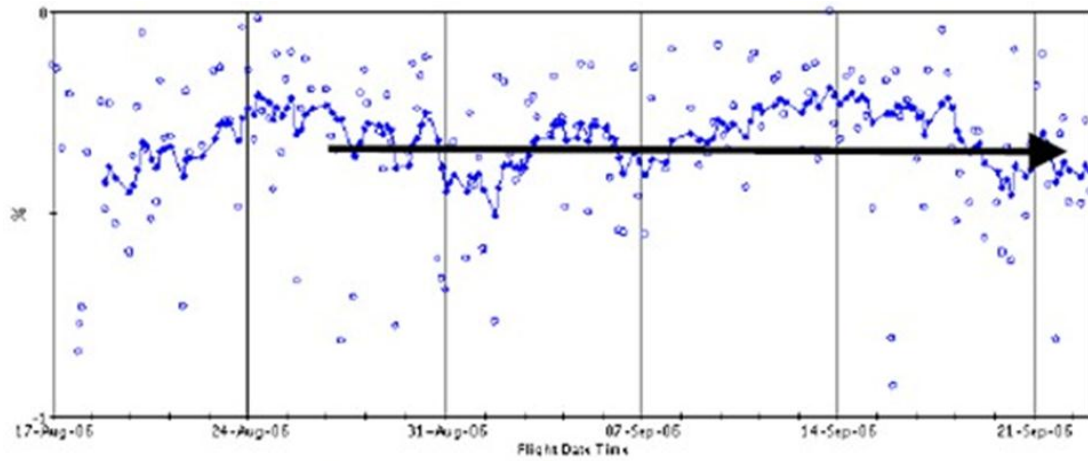
Otra condición que se presenta a menudo es el incremento con tendencia de patrón exponencial en un periodo de tiempo corto debido a que cuando el elemento sensor o parte del equipo que conforma el sistema se daña muestra una indicación alterada reflejando el máximo valor registrable o arroja indicación nula del parámetro como se muestra en la figura siguiente en la parte gráfica superior con EGT CRUCERO excesivo, y en la gráfica inferior EGT AL DESPEGUE se muestra con un decremento irracional debido a la demanda exigida al motor al momento del despegue siendo incongruente se determina por tanto falla en indicación.

Figura 81. **Gráfica con registro de niveles excesivos por falla en indicación de EGT debido al deterioro del motor**



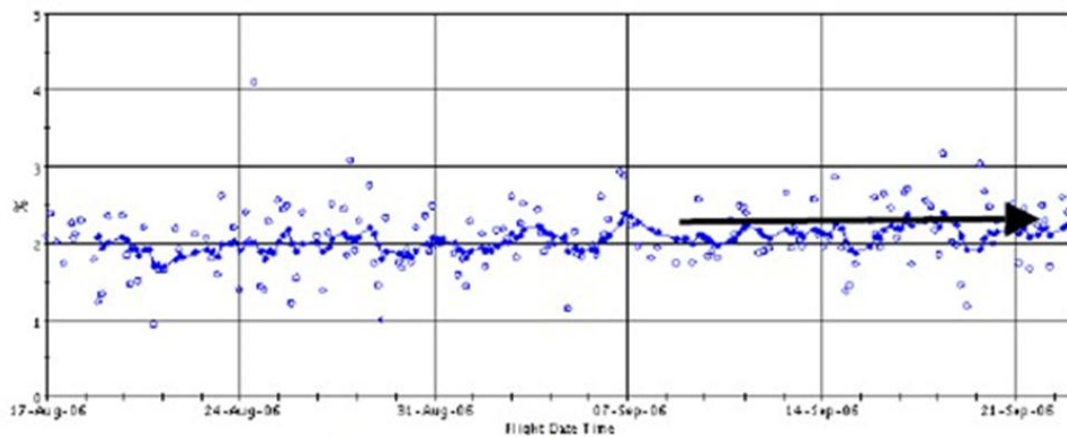
Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 85.

Figura 82. **Gráfica de %N2 con fluctuaciones importantes mostrando desgaste en el motor**



Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 86.

Figura 83. **Gráfica de %N2 con tendencia estable próxima a línea base mostrando un motor en buenas condiciones**



Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 86.

- Reducción de potencia normal y empuje reducido

La reducción de potencia normal se aplica en el despegue utilizando un rango menor que el máximo empuje de despegue

Estimando las limitaciones la información de rendimiento se encuentra en el AFM y se debe tener claro que la configuración de empuje reducido conlleva limitaciones para el despegue.

El empuje reducido es una configuración de empuje menor que el rango indicado para cierta condición de vuelo y esta no es una limitación para el despegue por tanto, el empuje máximo puede ser seleccionado en cualquier momento durante el despegue.

Nota: “la reducción de empuje normal” y “el empuje reducido” pueden ser usados juntos.

- Reducción de potencia normal

Las gráficas de diagnósticos usan la información del despegue para computar la cantidad de “reducción de potencia normal”, “empuje reducido” / operación bajo “empuje reducido” que fue utilizado.

Para su configuración requiere de tener acceso a la información de:

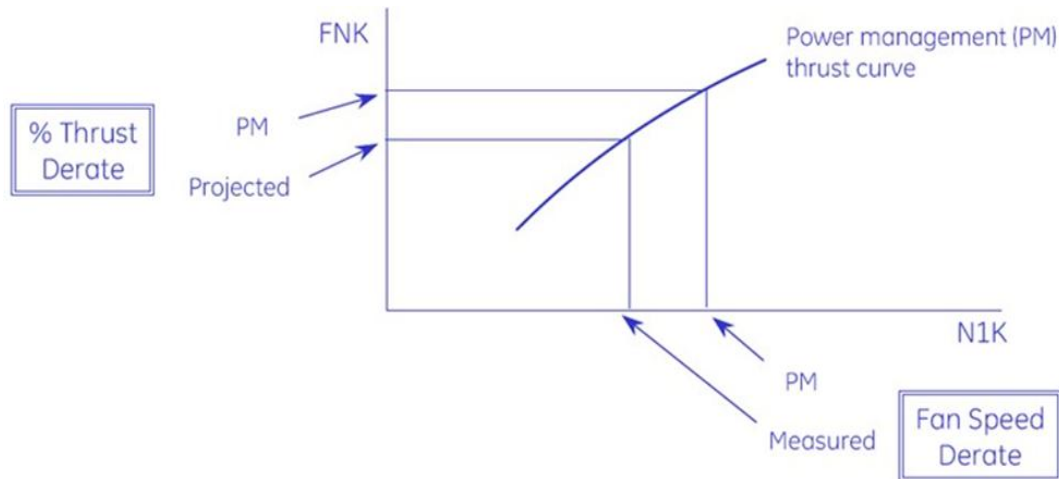
- Altitud
- TAT
- Mach
- Velocidad del Fan
- Condiciones de purga.

Son dos los valores calculados de reducción:

- Velocidad del fan reducida (DELN1)
- Reducción de empuje ( DLNFN)

Posteriormente la velocidad medida del fan es comparada con la velocidad del fan predicha necesaria para “empuje máximo”.

Figura 84. **Curva de empuje en relación con el “empuje reducido**

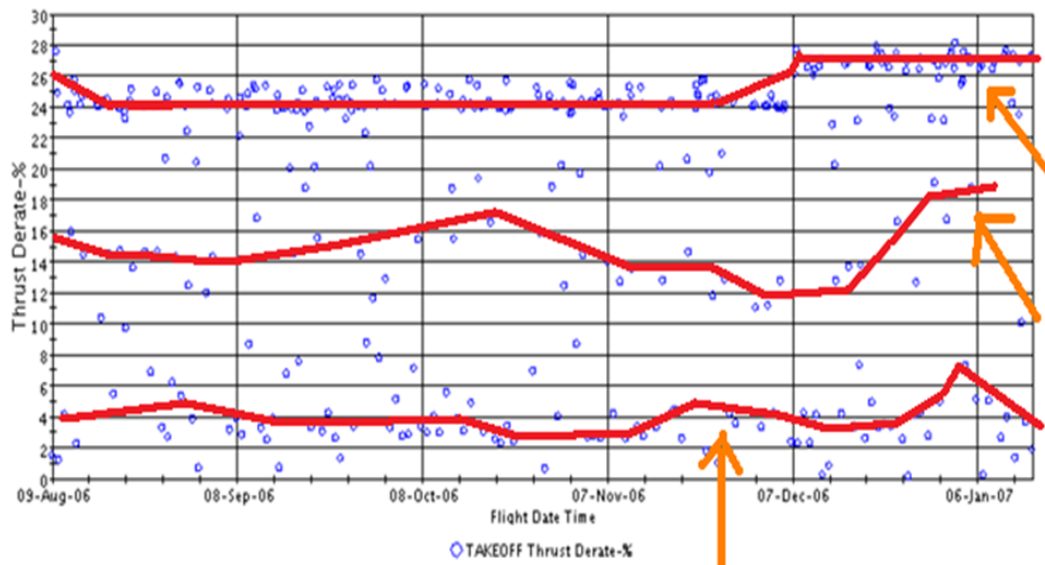


Fuente: *Curva de empuje en relación con el empuje reducido* Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-32.

P. 68.



Figura 85. Ejemplos de la variación de empuje reducido



Fuente: MARROQUÍN TURCIOS Carlos, *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. P. 89.

Para revisar la configuración de la reducción de potencia normal y empuje reducido consultar Manual de Vuelo de la aeronave.

- ✓ Se debe de ver el muestreo
- ✓ La parte estadística para ver la variabilidad existe
- ✓ Gráfica
- ✓ Sugerencias o condicionantes
- ✓ Relación confort vrs eficiencia
- ✓ Fuselaje que no exista resistencia al avance
- ✓ Detergentes abrasivos

#### 4.2.6. El deterioro de las prestaciones (performance) de las aeronaves

Las casas fabricantes de aeronaves, las de motores para aviación y las de componentes, siguiendo las recomendaciones de la industria aeronáutica en su empeño por determinar los factores que pudieran degradar las prestaciones

(performance) de las aeronaves con el paso del tiempo, realizan estudios pormenorizados de los consumos adicionales que se producirán en el caso de que se acumulen, por el uso, factores que puedan afectar a la aeronavegabilidad de sus productos, sin deterioro de la seguridad.

Se establece que se espera que una aeronave incremente su resistencia al avance (drag) en un 2% en los primeros 5 años de uso.

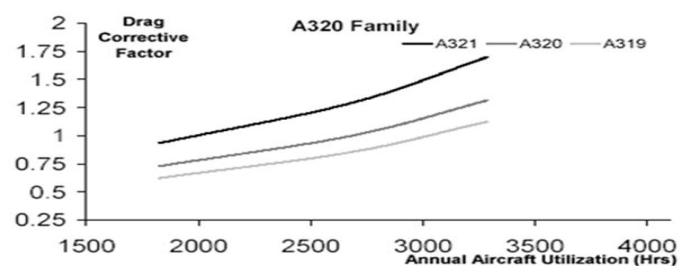
Pese a ese dato medio, algunos elementos aerodinámicos pueden añadir una resistencia adicional y, su efecto acumulativo, puede dar como resultado un incremento significativo en el consumo de combustible y aumentará la factura de combustible que deberá asumir la línea aérea.

Así el documento preparado por Airbus ayuda a las líneas aéreas a determinar la manera más eficiente de manejar sus programas de mantenimiento para poder efectuar un balance positivo entre las acciones que sean necesarias para realizar tareas correctivas y la cuantificación del gasto extra de combustible de las que no se efectúen de manera que no se disparen los costes en mantenimiento.

Las penalizaciones en el consumo de combustible vienen inducidas por un deterioro y un incremento en la resistencia debidas a una inadecuada condición general de la célula del avión. El deterioro normal de una aeronave en un periodo de uso determinado viene dado por factores tales como una retracción incompleta de las superficies móviles, sellados dañados en las superficies de control, rugosidades en la célula de la aeronave, deformaciones en la misma debidas a choques con pájaros, tormentas, daños causados por vehículos de apoyo a la operación en los aeropuertos, pérdidas de pintura, puertas que no cierran adecuadamente y tienen desajustes, etc. Estos pequeños desajustes conducen a un incremento de la resistencia lo que induce, como hemos indicado, un incremento en el consumo de combustible.

Los incrementos precisos en la cantidad de combustible consumida por esta causa se determinan en túneles de viento y mediante técnicas analíticas y se traducen en incrementos porcentuales en el consumo de combustible en galones USA por año y por aeronave. Los cálculos a los que se hace referencia en el estudio de Airbus (año 2001) están calculados para un precio del barril de referencia de 46 US \$ por barril. En la actualidad (mayo 2015) se duplica con creces ese valor.

Figura 86. **Crecimiento geométrico del factor de corrección en función de la mayor utilización de las aeronaves**



Fuente: *Crecimiento geométrico del factor de corrección* Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-32.

P. 70.

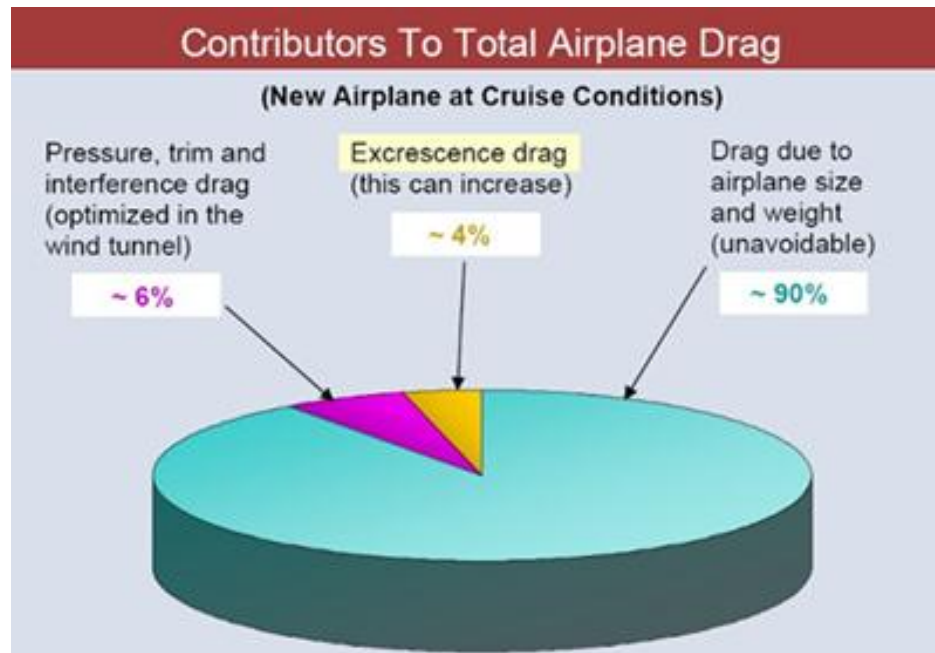
En la tabla siguiente se puede apreciar los datos calculados que hacen referencia a las superficies de control y su estado. Se considera en este estudio el combustible a un precio de 1.33 US\$ por galón (ahora casi el triple) y un precio medio de la hora de mantenimiento de 50 US\$ por hora.

La parte positiva es que se establece todos los deterioros mencionados, por lo general, son fácilmente detectables en tierra mediante inspecciones de la aerodinámica del avión.

Es decisión de las líneas aéreas, conocedoras de la repercusión en incrementos de consumos de combustible que pueden tener esas pequeñas deficiencias, su reparación o la asunción de sus consecuencias hasta un momento más favorable para su arreglo.

La mejor práctica, recomendada por el fabricante, es la de una inspección constante de la eficiencia aerodinámica del avión y un eficaz mantenimiento preventivo para evitar consumos excesivos de combustible.

Figura 87. **Colaborador del avión en condiciones de crucero**



Fuente: *Colaborador del avión en condiciones de crucero* Manual de Luftansa CF34-33-11. P. 76.

- Herramientas para un consumo eficiente:

En el día a día del transporte aéreo y en un entorno altamente competitivo es imprescindible, para las líneas aéreas, establecer métodos que controlen los costes operacionales en todas las facetas de su actividad. Esta necesidad se ha visto acrecentada de manera dramática en los últimos meses con el incremento diario del precio del combustible. Para ello se deben tener en cuenta todos los aspectos, considerando la seguridad operacional como el primero de los mismos, desde los puramente económicos, la gestión del marketing, las programaciones de las tripulaciones, la operación de vuelo, las cuestiones de ingeniería, el mantenimiento y el estado técnico de las aeronaves.

Las casas constructoras han publicado manuales en los que se explicitan vías y formas de afrontar esta cuestión con herramientas que tienen en cuenta estos aspectos equilibrando consumos de combustible y tiempo volado. Históricamente las líneas aéreas comenzaron a desarrollar sistemas de ahorro de combustible en los años 70 con las primeras subidas del crudo.

La adopción generalizada de sistemas de gestión del vuelo de manera automática, *FMS (Flight Management Systems)*, a principios de la década de los 80 del siglo pasado, permitió a las líneas aéreas introducir más factores de ahorro en la ecuación, incluyendo elementos de ahorro relacionados con los costes asumidos y el tiempo volado.

Además de las funciones de navegación, los nuevos *FMC (Flight Management Computers)* proporcionaban cálculos de optimización de las performance en tiempo real lo que redundaba en mejoras en la economía de la operación no sólo en términos de consumo de combustible (menor) sino en términos de mejora en los costes directos atribuibles a la operación estableciendo:

- Controles de las velocidades de ascenso, crucero y descenso como en función de los requerimientos de cada área de la operación (altitudes, hora de llegada, etc.)
- Optimizaciones para unos mínimos consumos de combustible, tiempo o costes.
- *El Cost Index* (Índice de Costo)

Es un valor que pone en relación el conseguir un coste por vuelo mínimo mediante una correlación entre los costes operacionales por hora de vuelo y el consumo de combustible. En esencia se usa para establecer una relación entre los costes de consumo de combustible y tiempos de operación.

Las compañías estudian todos estos parámetros y determinan para cada vuelo el *Cost Index* más apropiado. Se expresa de forma numérica y se introduce por la tripulación al principio de cada vuelo en la *MCDU (Multipurpose Control and Display Unit)* que les sirve de interface con el *FMGS (Flight Management and Guidance System)* para la introducción de datos y características de cada vuelo en particular (Pista en servicio, ruta, Salida Instrumental, vientos en ascenso, crucero y descenso, condiciones meteorológicas del aeropuerto de destino, rutas alternativas, contingencias previstas, etc.).

- Coste de un vuelo

En términos generales podemos decir que el coste de un vuelo específico depende de una suma de costes fijos y variables que estableceremos en forma de ecuación de la manera siguiente:

$$C = C_F * \Delta F + C_\tau * \Delta T + C_C$$

En donde:

$C_F$  , Coste del kilo de combustible

$C_\tau$  , Coste por minuto de vuelo

$C_C$  , Coste fijo independiente del tiempo

$\Delta F$ , Combustible del vuelo

$\Delta T$ , Tiempo del vuelo

Para hacer mínimo el valor de C se necesita reducir el valor del coste variable, es decir del peso específico de  $C_F * \Delta F + C_\tau * \Delta T$

Para un determinado sector y un periodo de tiempo (en la actualidad con los precios cambiando de forma diaria esta afirmación debería ser estudiada) el valor del precio del combustible se podría considerar como fijo.

Consideraremos una función del coste  $\tau$  de la manera siguiente:

$$\tau = C/C_F = \Delta F + C_\tau/C_F * \Delta T$$

En donde:

$$C_\tau/C_F = CI \text{ O Índice de Costo}$$

En un tramo de un vuelo  $\Delta S$  esto significa que:

$$T(1 \text{ Milla Náutica}) = 1/SR + CI * 1/V$$

En donde:

$SR$  o *Specific Range* (Alcance específico) considerando el peso, altitud y otras consideraciones.  $SR = \Delta S/\Delta F$  (millas náuticas por kilo).

$V$  es la velocidad sobre el suelo para recorrer el tramo  $\Delta S$  expresado en millas náuticas considerando el viento  $V = aM + V_c$  ( $V_c$  como una media de la componente del viento en cola o en cara).

Para un sector dado, el mínimo coste del vuelo se conseguirá cuando se adopte una velocidad operacional que haga un balance adecuado entre los costes del combustible a consumir y el tiempo a emplear.

Para un *Cost Index* determinado las variaciones en la velocidad expresadas como Número de Mach (MN) compensarán las fluctuaciones en el viento relativo.

- Costes relacionados con el tiempo de vuelo

Los costes relacionados con el tiempo de vuelo comprenden la suma de muchos factores:

- El coste de cada hora de mantenimiento (excluyendo los costes cíclicos)
- Los costes de tripulantes técnicos y auxiliares por hora de vuelo
- Depreciación marginal de las aeronaves o costes de *leasing* por cada hora extra de vuelo.

En la práctica esos costes se suelen denominar como marginales, son aquellos en los que se incurre por cada minuto u hora extra de vuelo.

Además de los costes marginales expuestos se pueden añadir otros debido a sobrepasarse los límites de actividad reglamentaria de las tripulaciones, las disconformidades del pasaje, sobreventas de pasaje o pérdidas de conexiones de los mismos. Estos costes son característicos de cada línea aérea y cada una puede hacer un cálculo preciso de las estimaciones en los costes. Es posible establecer la relación entre los costes y los tiempos de llegada y calcular según ese cociente un número para el *Cost Index*.

En relación con esta gama de coste cuanto más rápido se vuela un avión, más millas se recorren en las que se utilizan los componentes que tienen una relación con el tiempo y las inspecciones del material que caducan por tiempo de vuelo se realizan con más millas voladas. Pero existe un lastre importante en este proceso; la cantidad de combustible extra que se consume para alcanzar esa alta velocidad.

Para evitar un consumo excesivo de combustible el avión debe volar más lento (LRC o MRC como veremos en el punto siguiente). Para resolver ese dilema



los FMS utilizarán ambos ingredientes y serán capaces de efectuar un balance de ambos para conseguir la velocidad óptima.

- El ahorro de combustible

Conseguir minimizar el costo total del combustible utilizado en la operación es una tarea que implica a diferentes áreas dentro de una empresa como las políticas implementadas por el departamento de operaciones vuelo y el equipo directivo, así como la formación y el quehacer diario de despachadores, tripulaciones y mantenimiento. Son muchas las oportunidades para realizar una gestión eficiente del combustible, ejemplos de ello son las reservas de combustible, la carga y centrado del avión, la selección de Flaps, la elección de los niveles de vuelo y velocidades de crucero, la definición de las rutas a volar, la gestión del transporte de combustible como carga de pago o “*Tankering*”, etc.

Se verá, aunque de manera somera, cómo estos aspectos pueden influir en el ahorro de combustible:

- La carga y centrado del avión, por ejemplo, tiene como consecuencia el centro de gravedad del avión. Dicho centro debe situarse lo más cerca posible del óptimo, puesto que cuanto más se aleje del mismo mayor será la resistencia ofrecida por la aeronave y por tanto mayor será el consumo.
- La selección de Flaps debería ser la menor que cumpla con los requerimientos de performance del despegue, puesto que proporciona menor resistencia al avance y mejores actuaciones de subida, permaneciendo además menos tiempo a altitudes bajas que es donde más se consume.
- La altitud de vuelo debe ser la que permita recorrer mayor número de millas por unidad de combustible consumida, para un peso y velocidad determinados. Se deberá volar lo más cerca posible de la altitud óptima, durante el mayor tiempo posible.

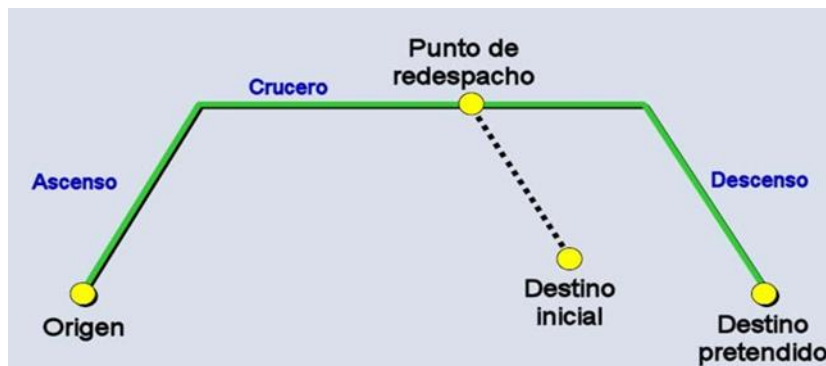
- Para ello se realizan escalones en el ascenso dependiendo de las condiciones atmosféricas y del peso de la aeronave.
- La selección de las velocidades debe ser objeto de estudio por parte de la compañía, que debe valorar, no ya solo el coste de combustible consumido que se minimizaría volando a velocidad de máximo alcance, sino analizando los costes de operación o el valor del tiempo para cada trayecto o tipo de recorrido.
- La elección de la ruta no es tan fácil como escoger el camino más corto entre dos puntos u ortodrómica, puesto que los vientos pueden hacer que una ruta más larga en número de millas sea mucho más corta en tiempo y con un menor consumo.
- El transporte de combustible como carga de pago, es un procedimiento que consiste en transportar más combustible del necesario en un vuelo, con el fin de ser consumido en vuelos posteriores. Los motivos pueden ser, entre otros, por la diferencia de precio del reportado entre aeropuerto de origen y destino, por deficiencias en el servicio, para minimizar el tiempo de escala, etc.
- El peso al aterrizaje es básicamente el peso operativo de la aeronave en vacío, más la carga de pago transportada, más las reservas de combustible requeridas, más el combustible adicional cargado que no se ha consumido. La reducción del peso al aterrizaje en un 1% da como resultado aproximadamente entre un 0,75% y un 1% de reducción en el consumo del combustible del vuelo. Para conseguirlo, se puede actuar sobre el peso operativo de la aeronave en vacío y sobre el combustible adicional.

Para reducir el peso se pueden evaluar aspectos como los elementos destinados al servicio y entretenimiento de los pasajeros, el transporte de

contenedores de mercancía o equipajes vacíos, los posibles equipos innecesarios, el exceso de agua potable a bordo, etc.

En cuanto al combustible es evidente que no se puede cargar menos de las reservas necesarias para garantizar un vuelo seguro y que cumpla con la normativa establecida. Sin embargo, el combustible que se transporta de más es al final peso extra y consume combustible. Para minimizar la carga se han desarrollado procedimientos específicos como el “redespacho en vuelo”, cuyo objetivo es reducir el combustible necesario de despacho para un determinado vuelo, bien para maximizar la carga de pago o para hacer viable un vuelo, que permite planificar el vuelo a un aeropuerto inicial.

Figura 88. **Ciclo de vuelo de un avión**



Fuente: MUÑOZ Miguel Ángel, *manual de vuelo*. P. 173.

Las tripulaciones técnicas pueden gestionar el vuelo en las distintas fases para minimizar en lo posible el consumo. Ejemplos son, asumir las demoras en *parking* cuando les sea permitido, demorar la puesta en marcha coordinando con el control aeroportuario la hora de despegue, minimizar el uso de APU o unidad de potencia auxiliar, dando preferencia al uso de unidades terrestres para el suministro de energía eléctrica y aire acondicionado.

Gestionar los niveles de vuelo óptimos, cálculo del punto de descenso, minimizar el uso del freno aerodinámico, retrasar en lo posible el utilizar superficies hipersustentadoras que aumentan la resistencia en la aproximación, etc.

Los despachadores de vuelo deben tener en cuenta, entre otros, el minimizar el peso al aterrizaje, no cargar más combustible de reserva del requerido, optimizar el centro de gravedad en lo posible, gestionar el plan de vuelo en la ruta, las altitudes y velocidades óptimas, utilizar el “*Tankering*” cuando sea apropiado, etc.

El personal de mantenimiento tiene que evaluar los beneficios de mantener los sistemas, la célula y los motores del avión con el objetivo de minimizar la resistencia ofrecida en el vuelo. Eliminando superficies rugosas, sucias, con pérdidas, mínimos escalones o desajustes entre paneles, compuertas, registros, etc., se puede conseguir disminuir la resistencia ofrecida y por tanto reducir el consumo.

Como se ha visto, ahorros importantes en el consumo de combustible de una compañía aérea son el resultado de la acumulación de pequeñas y múltiples acciones y políticas encaminadas a minimizar el gasto. Son múltiples los aspectos que tienen influencia en el gasto de combustible de una compañía aérea y esta gestión tiene influencia a su vez en otras cuentas de gasto, como de equipos, personal, mantenimiento, etc. Por tanto, cada compañía debe evaluar dichas interrelaciones en aras a conseguir un equilibrio que minimice sus costes de operación.

- Planificación del vuelo

Lo más importante a la hora de realizar una operación desde el punto de vista del ahorro es precisamente una adecuada planificación del vuelo buscando los perfiles óptimos. Airbus, en sus manuales de operación incluye en uno de sus

capítulos todas las tablas de actuación (performance), del avión para poder planificar adecuadamente todas las fases del vuelo, de manera que cuando el avión pone en marcha sus motores, la mayor parte de la estrategia ya ha sido decidida para optimizar el consumo.

Por supuesto, la compañía depende de una correcta información en cuanto a vientos, temperaturas, etc., que ayudarán a un cálculo correcto de las actuaciones del avión. Partiendo de unos datos lo más exactos posibles, el sistema de planificación ayudará a optimizar la ruta, para que esta se adecue a los criterios económicos de la compañía.

Además, Airbus, no solo proporciona información referente a la planificación del vuelo, sino que a esto le añade un programa de monitorización de las prestaciones del avión, para poder ir observando la posible degradación del mismo en función de su utilización, (ya se vio anteriormente la afección que tiene en el consumo el posible mal estado de las superficies aerodinámicas o de otras partes del avión). Esto ayuda a que el vuelo se ajuste lo máximo posible a lo que se ha planificado y optimizado en tierra.

Además, el fabricante en sus manuales define perfectamente los procedimientos a ejecutar en el vuelo para conseguir mejorar el rendimiento del avión, ya que si la operación se efectúa siguiendo los procedimientos recomendados por el fabricante y se utilizan adecuadamente las herramientas de gestión que incluye el avión, (como el FMGS que se describió), la operación será lo más fiel posible al perfil de vuelo óptimo que se planificó en tierra.

- Procedimientos pre-vuelo

Además de una adecuada planificación del vuelo, antes del mismo se pueden y deben tomar una serie de medidas encaminadas al ahorro de

combustible. Airbus define incluso unas recomendaciones para ahorrar antes incluso de que el avión despegue.

Lo fundamental en esta fase pre-vuelo es precisamente una adecuada carga del avión. Cuando un avión de carga, su peso total es la suma de: el “peso operativo seco del avión” (el avión con todo lo que necesita para realizar el vuelo incluida la tripulación, pero excluyendo el combustible), la “carga de pago” (incluye el peso de los pasajeros, su equipaje, la carga y el correo) y el combustible necesario para hacer el vuelo.

Airbus ha determinado que, en sus aviones, despegar con 100 kilos de peso extra requiere de un incremento en el consumo de 5.000 kilogramos adicionales de combustible por avión al año. Por tanto, cuanto más se pueda ajustar la suma total del peso operativo seco más la carga de pago más el combustible, más ligero será el vuelo y menos consumo final tendrá ya que, además, alcanzará el nivel de vuelo óptimo más rápidamente.

Pero aquí no terminan las recomendaciones de Airbus con respecto a la carga, ya que si despegar con el peso justo ayuda al ahorro, también es imprescindible un adecuado reparto del peso en el avión.

En el caso concreto de los aviones de Airbus, el fabricante ha determinado que repartir la carga de manera que el centro de gravedad quede hacia la parte trasera del avión ayuda a ahorrar combustible.

Esto ocurre porque si el centro de gravedad se adelanta en exceso el avión tiende a bajar la nariz del avión. Esto se compensa por medio del timón horizontal, que se ajusta para que proporcione una menor carga aerodinámica.

Al hacer esto el ala tiene que compensar esta falta de carga aerodinámica proporcionando más carga por sí misma, lo que a su vez incrementa la resistencia inducida y por tanto, el consumo de combustible. Al retrasar el centro de gravedad

el timón puede “volar más” y así repartirse mejor con el ala la carga aerodinámica, esto le quita carga al ala que al “volar menos” presenta una menor resistencia inducida.

Todos los aviones van equipados con una pequeña turbina *llamada A.P.U.* (*Auxiliary Power Unit*) o Unidad de Potencia Auxiliar, que se encarga de proporcionar al avión en tierra (en ocasiones también en vuelo) tanto energía eléctrica como suministro de aire para acondicionar el avión o poner en marcha los motores, haciendo de esta manera al avión independiente de los equipos de tierra.

Es evidente que el consumo de combustible del A.P.U. es muy poco si lo comparamos con el de los motores, pero Airbus recomienda a sus operadores una serie de pautas para conseguir ahorrar durante las operaciones en tierra.

Su primera recomendación es que durante las paradas nocturnas del avión o durante escalas largas entre vuelos el avión utilice los equipos de tierra (de la propia compañía o del aeropuerto) para los suministro de corriente eléctrica y aire acondicionado.

Sin embargo, para las escalas más cortas, de unos 45 minutos de media, Airbus recomienda a sus operadores que si el avión pone en marcha el *A.P.U.*, ya no lo desconecte hasta el inicio del siguiente vuelo. El motivo: evitar ciclos de puesta en marcha al *A.P.U.* que es lo que más desgasta sus componentes y más consumo de combustible tiene. En cualquier caso, hoy en día muchos aeropuertos restringen el uso del *A.P.U.* a un determinado periodo de tiempo antes de la puesta en marcha de los motores para reducir la contaminación acústica.

Otra manera de reducir el consumo de combustible antes del despegue consiste en gestionar un buen rodaje antes de la salida. El rodaje es la operación de puesta en marcha y carreteo hasta la pista de despegue. Airbus recomienda que se ajuste al máximo posible la puesta en marcha para evitar el estar demasiado tiempo con los motores encendidos antes del despegue, además

recomienda que si se trata de aviones con dos motores se ponga en marcha un solo motor y se rueda hasta la pista de despegue de esa manera, para a continuación poner en marcha el segundo motor justo antes de la salida. Esta fase de antes del vuelo ha ido aumentando en duración ya que al ir creciendo el tamaño de los aeropuertos y la congestión en los mismos, los tiempos de rodaje han llegado en algunos casos hasta cerca de una hora desde que se ponen en marcha los motores hasta que el avión es autorizado a despegar.

- Procedimientos en vuelo

Desde el primer momento del vuelo, el despegue, se puede ahorrar combustible. Airbus recomienda, para minimizar el consumo, que el despegue se realice siempre quitando el aire acondicionado del avión. Esto se hace en los dos primeros minutos del vuelo y se consigue que, al no tener que incrementar la potencia por el sangrado del aire acondicionado y para alcanzar una altitud adecuada, los motores den sólo la potencia justa para el despegue reduciendo así el consumo.

Si además el despegue se realiza con el menor ajuste de flaps, (menos extendidos), también la resistencia será menor y por tanto la potencia necesaria, y el consumo, serán menores.

Durante el ascenso también se puede ahorrar combustible según Airbus, ya que establece que hay que alcanzar un equilibrio entre subir demasiado despacio, lo que requeriría una aceleración mayor una vez alcanzado el nivel de crucero, y subir con demasiada velocidad, ya que esto hace que la senda de ascenso sea más baja y que se necesite más distancia para alcanzar el nivel de crucero (se entiende que será el óptimo). Por tanto se recomienda que en el ascenso se utilicen las velocidades que el *FMGS* establece como ideales, esto es, dejar que el *FMGS* gestione el ascenso, lo que en la jerga de Airbus se denomina “modo *MANAGED*”.



Igualmente, en la fase de crucero, se recomienda que sea el *FMGS* el que gestione la velocidad de crucero ya que, si tiene una correcta y actualizada información de vientos en altura y gracias al uso del *Cost Index*, el sistema puede encontrar un compromiso entre el consumo y el tiempo empleado para realizar el vuelo. Hay que tener en cuenta que el crucero suele ser la fase más larga del vuelo y los ahorros que se consiguen son los más significativos. En esta fase, los dos factores que más afectan el consumo son la velocidad y la altitud. El *FMGS* calcula un nivel de vuelo óptimo que irá aumentando a medida que el avión se haga más ligero según consume combustible. Airbus recomienda que se suba lo antes posible a este nivel de vuelo óptimo (siempre y cuando el A.T.C. o Control del Tráfico Aéreo lo permita) y que se vuele con la velocidad calculada según el *Cost Index*.

El descenso también es una fase en la que se puede ahorrar combustible. En principio el *FMGS* calcula un perfil de descenso en el que los motores llevan potencia de ralentí. Si el descenso comienza demasiado pronto el avión incrementará la potencia hasta alcanzar ese perfil de descenso ideal, lo que aumentará el consumo.

Por tanto, Airbus recomienda que se inicie el descenso en el punto calculado por el *FMGS* en función del *Cost Index* y que, al igual que el ascenso y el crucero, el descenso se realice en modo *MANAGED*, (gestionado por el *FMGS*).

Durante el descenso y antes de la aproximación pudiera ocurrir que el aeropuerto esté congestionado por lo que el A.T.C. puede ordenar al avión que entre en un circuito de espera (ruta en forma de hipódromo) para que el avión espere hasta que le toque el turno para la aproximación. En estos casos se recomienda que, si se sabe con antelación o se prevé que se va a tener que entrar en la espera, se reduzca la velocidad para retrasar la entrada en la misma, ya que es más ahorrativo hacer un descenso con menos velocidad que volar nivelado en la espera, por el consumo que tienen los motores para mantener el vuelo nivelado.

Por último, las recomendaciones que da Airbus para la última fase del vuelo, la aproximación y el aterrizaje, son que se hagan lo más estabilizadas posibles, esto es, cumpliendo con los adecuados márgenes de velocidad, altura, etc.

Ya que si se entra demasiado deprisa o se extienden los flaps o el tren de aterrizaje más tarde para ahorrar combustible se corre el riesgo de que se excedan los márgenes de seguridad, lo que obligaría a interrumpir la aproximación motivando el tener que volver a ascender y recolocarse para una nueva aproximación. Esto obviamente requeriría un gasto mucho mayor que no compensaría el ahorro producido por el hecho de extender más tarde el tren de aterrizaje o los flaps.

#### 4.3. Validación de datos

La secuencia o repetitividad con que se pudo haber dado la toma de datos donde se realizó una muestra durante 6 meses en diferentes climas, proyectando los resultados que muestran un margen de error de un 0.5%.

Se efectuó el muestreo en invierno como en verano dando un margen o diferencia.

Tabla VII. **Consumo de combustible del motor V2500 en Verano**

CONSUMO DE COBUSTIBLE EN EL MOTOR V2500 DEL AVION AIRBUS A320, DIA Y NOCHE						
VERANO ( FEBRERO, MARZO, ABRIL)						
	COMBUSTIBLE ABORDO Kg.	CONSUMO AL RODAJE Kg.	CONSUMO AL DESPEGUE Kg.	CONSUMO EN CRUCERO Kg.	CONSUMO AL ATERRIZAJE Kg.	DESTINO Y TIEMPO DE VUELO
Dia	2100	208.30	476.6	875.6	386.1	GUA-SAL 0.25 Hr.
Dia	5200	217.2	614.3	3530.6	398.3	GUA-SJO 1.35Hr.
Dia	4600	211.2	533.12	3010.6	401.8	GUA-MGUA 1.17 Hr.
Dia	14,520	215.6	575.3	11,665.80	412.3	GUA-LAX 5.12 Hrs.
Noche	8700	210	480.8	6642.4	376.25	SAL-MA 2.40 Hr.
Noche	7800	200	450.6	6078.3	389.3	GUA-PTY 2.25 Hr.
Noche	9200	212.4	449.2	7565.5	379.9	GUA-COL 3.0 Hr.
Noche	13500	220.3	500	11,926.70	406.4	GUA-PRU 4.43 Hr.

Fuente: *consumo de combustible del motor V2500 en verano* elaboración propia.

Tabla VIII. **Consumo de combustible del motor V2500 en invierno**

CONSUMO DE COBUSTIBLE EN EL MOTOR V2500 DEL AVION AIRBUS A320, DIA Y NOCHE						
INVIERNO ( MAYO, JUNIO, JULIO)						
	COMBUSTIBLE ABORDO Kg.	CONSUMO AL RODAJE Kg.	CONSUMO AL DESPEGUE Kg.	CONSUMO EN CRUCERO Kg.	CONSUMO AL ATERRIZAJE Kg.	DESTINO Y TIEMPO DE VUELO
Dia	2000	275.70	420.5	833.2	333.28	GUA-SAL 0.25 Hr.
Dia	4700	269.2	610.4	3260 .1	384.2	GUA-SJO 1.35Hr.
Dia	4200	288.7	512.9	2950	379.4	GUA-MGUA 1.17 Hr.
Dia	14,520	290.4	483.3	11,612	377.5	GUA-LAX 5.12 Hrs.
Noche	8700	298.3	436.9	6597.8	320.5	SAL-MA 2.40 Hr.
Noche	7800	289.3	433.7	6010.4	310.4	GUA-PTY 2.25 Hr.
Noche	9200	296.4	438.4	7500.5	314.6	GUA-COL 3.0 Hr.
Noche	12400	294.8	473.9	11,789.78	320.3	GUA-PRU 4.43 Hr.

Fuente: *consumo de combustible del motor V2500 en invierno* elaboración propia.

Por último se calcula el consumo de combustible para el avión Airbus A-320 motor V-2500 en las condiciones siguientes para un régimen de vuelo de 7.5 horas: Teniendo en cuenta que el precio del combustible es de 2,67 \$/galón lo que corresponde a 0,873kg.

Tabla IX. **Representación del costo de combustible en un vuelo**

ASPECTO	CANTIDAD	COSTO UNIDAD [\$/Kg]	TOTAL [ \$ ]
Taxi	0.2 Kg/s • 900 s	0.873	\$ 157.14
Despegue	4 Kg/s • 45 s	0.873	\$ 157.14
Ascenso	1.95 Kg/s • 1200 s	0.873	\$ 2,042.82
Crucero	0.985 Kg/s • 21600 s	0.873	\$ 18,573.95
Descenso	1.35 Kg/s • 1600 s	0.873	\$ 1,885.68
Aterrizaje	0.5 Kg/s • 1600 s	0.873	\$ 698.40
<b>TOTAL</b>			<b>\$ 23,515.13</b>

Fuente: *representación del costo de combustible en un vuelo* elaboración propia.

Se estima que el perfil de vuelo promedio para un avión Airbus A-320 es de 7.5 horas al día, y el consumo de combustible se pueden observar en la siguiente tabla:

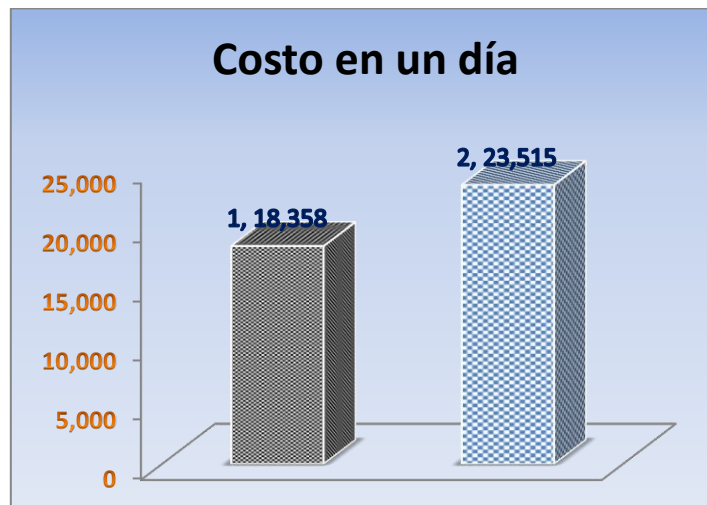
Tabla X. **Monto que representa mantenimiento y combustible de un Airbus 320**

CONDICIONES MAS REPRESENTATIVOS EN UN DÍA	
ASPECTO	MONTO (\$)
Mantenimiento	18,358.23
Combustible	23,515
<b>TOTAL</b>	<b>41,873</b>

Fuente: monto de lo que representa mantenimiento y combustible de un Airbus 320 elaboración propia.

Se observa que para un avión A-320 el consumo de combustible es el mayor gasto que existe versus el mantenimiento, por lo que es importante valorar los aspectos externos para una reducción significativa en el consumo.

Figura 89. **Costo que representa el mantenimiento y combustible por día para un Airbus A-320**



Fuente: costo que representa el mantenimiento y combustible por día para un Airbus A-320 elaboración propia.

#### **4.4. Resultados y análisis**

##### **4.4.1. Interpretación de tabla XVII**

se puede observar que los datos reflejan, el consumo de combustible en la fase de despegue y crucero, ya que en los motores requieren mayor potencia para el desplazamiento, considerando que los factores que se han venido mencionando (agentes climáticos, condiciones de confort, estructura del avión, pista, condiciones óptimas del motor) son vinculantes en este ciclo de vuelo, tomando en cuenta las variables que se consideraron de día y noche, verano; esto da muestra que en esos meses donde la temperatura es mayor la demanda es mayor que en condiciones menos calurosos.

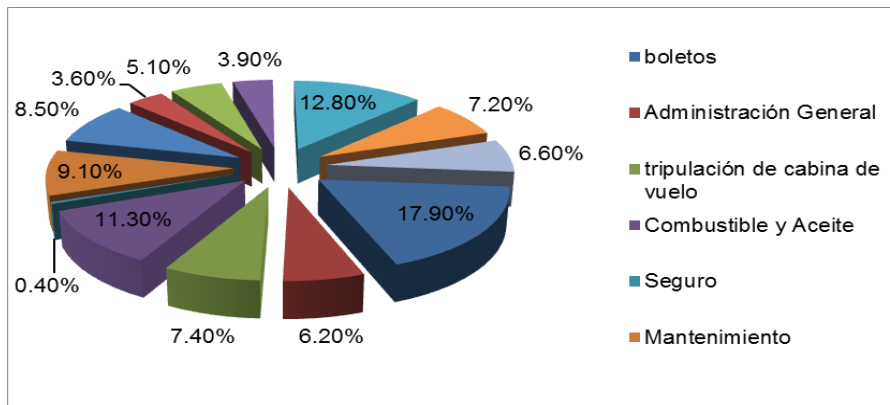
##### **4.4.2. Interpretación de tabla XVIII**

En la tabla XVIII se centra en la interpretación en temporada de invierno en las mismas rutas que en verano, los parámetros establecen que el consumo energético es menor en esta muestra, debido a que en época de invierno la temperatura desciende unos grados que son representativos para que el consumo de combustible baje en los ciclos de despegue y crucero.

- Los ciclos que se tiene en un tránsito desde el abordaje hasta su llegada a su destino marcan categóricamente el consumo de combustible en cada uno de ellos; en relación con esta gama de costo cuanto más rápido se vuela un avión, más millas se recorren en las que se utilizan los componentes que tienen una relación con el tiempo y las inspecciones del material que caducan por tiempo de vuelo se realizan con más millas

voladas. Pero existe un lastre importante en este proceso: la cantidad de combustible extra que se consume para alcanzar esa alta velocidad.

**Figura 90. Costes operacionales para una compañía**



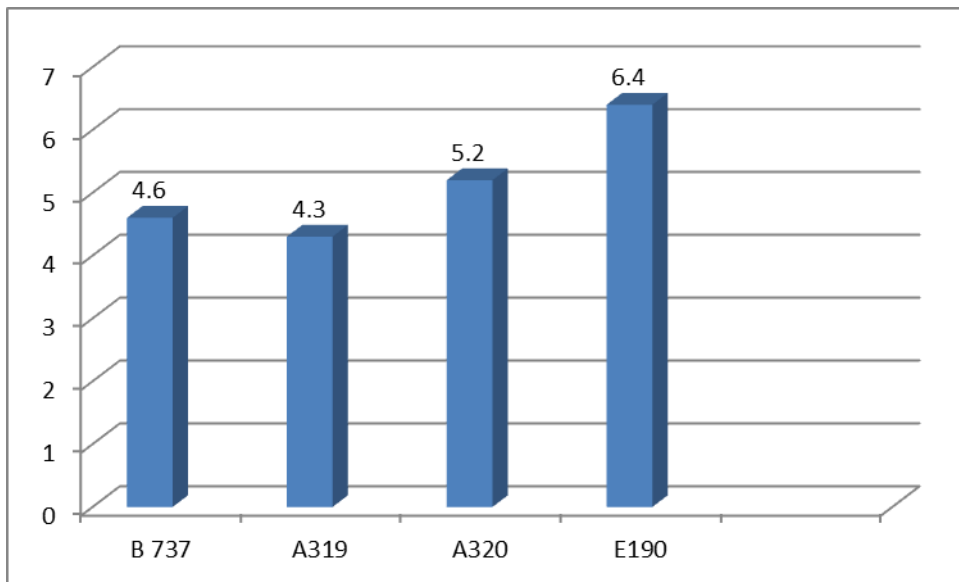
Fuente: *Costes operacionales para una compañía* Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico ATA 70-81-53. P. 33.

En la figura 90 se observa un gráfico de la IATA en el que se aprecia la distribución de los costes operacionales para una compañía.

Estos datos han sufrido un cambio apreciable en el último año ya que los costes debidos al combustible han pasado a suponer una parte muy importante más del 30% de los costes totales de explotación de una compañía aérea.

- Los costos y beneficios se miden en términos monetarios: cuando éstos son intangibles se necesita una evaluación más amplia para determinar si el beneficio social contribuye a un beneficio monetario. En resumen el análisis costo beneficio puede considerarse como un intento por aumentar la calidad de la toma de decisiones y los efectos sociales. Es una aplicación de la economía moderna del bienestar que, en términos generales, aumenta la eficiencia de la aplicación de recursos.

Figura 91. **Costo del Airbus A320 Vrs. Otros aviones**



Fuente: IATA. *Costos de operación de un Airbus A-320 con otras aeronaves.* Consulta: Julio 2014.

## CONCLUSIONES

1. Durante el análisis de la toma de datos, se estableció que el Motor V2500 genera una eficiencia de 111,2 kN al inicio de su fabricación. De acuerdo con los resultados, la eficiencia actual es de 110 088kN, teniendo una efectividad del 99 %, por lo que se considera que la eficiencia de la aeronave incide en otros factores externos al motor.
2. Debido a que el motor no era factor de pérdida de la eficiencia, se consideró ampliar el campo de evaluación para mejorar el rendimiento de las aeronaves que utilizan el motor V2500, y se estableció que los factores a considerar fueron aspectos climáticos, que reflejan el consumo de combustible en los diferentes escenarios.
3. Se comparan como objeto de estudio las aeronaves que utilizan el motor V2500 y se propone que las evaluaciones que se deben tomar en cuenta para mantener el funcionamiento, según lo establece el fabricante, por lo que se concluye que la pérdida en la eficiencia se da en otros sistemas que son determinantes en la vida útil de una aeronave.





## RECOMENDACIONES

1. Evaluar los daños estructurales del fuselaje, empenaje y planos del avión, sometiéndolo a una corriente en túnel de viento para identificar el grado de vibraciones, de fricción y daños que posee, esto con el fin de que se incremente la eficiencia aerodinámica y tenga un elevado desempeño, reduciendo el consumo de combustible.
2. Proveer las inspecciones de mantenimiento de acuerdo a las condiciones del motor V2500 en tiempo y calidad de materiales, según lo establece el fabricante, y realizar el monitoreo rutinario del avión Airbus A-320 para garantizar una buena eficiencia de funcionamiento y vida útil de la aeronave.
3. Capacitar y evaluar periódicamente al personal de mantenimiento y a los pilotos en la realización de los procedimientos, con el fin de aumentar la eficiencia operacional del avión Airbus A-320.



## BIBLIOGRAFÍA

1. Administración internacional de transporte aéreo (International Air Transport Administration (IATA)). *Manual de unidad de mantenimiento de aviación del operador (Operator's Aviation Unit Maintenance (Avum))*. Estados Unidos, 1994. 457 p.
2. \_\_\_\_\_. *Manual de servicios de equipaje (Baggage Services Manual)*. 8a ed. Estados Unidos, 2001. 185 p.
3. *Altímetro con sus componentes internos*. [en línea]. <<http://hangarr22.blogspot.com/2016/04/altimetro.html>>. [Consulta: julio de 2014].
4. Aviateca, S.A. *Manual Operativo de Mantenimiento (M.O.M.). Avión Airbus A-320*. 285 p.
5. *Aviation Weather For Pilots and Flight Operations Personnel* FAA Advisory Circular AC 00-6A.
6. BORJA GALMÉS BELMONTE. *Motores a reacción y Turbinas de gas*. 1ª ed. Madrid (España): 2015. 314 p.
7. Bases de la Seguridad de Vuelo (*Flight Safety Foundation (FSF)*). Reducción de accidentes en aproximación y aterrizaje (*Approach And Landing Accident Reduction*). Virginia, Estados Unidos: 2000. 389 p.

8. CREUS SOLE, Antonio. *Iniciación a la aeronáutica*. Madrid, España: 2010. 344 p.
9. COHEN, H, Rogers, G. F. y Sara vanamuttoo, H. I. *Gas Turbine Theory*. 4a ed. Sevilla, España: 1996. 208 p.
10. *Condiciones climáticas que afectan el vuelo*. [en línea]. <<http://html.reglamento-de-vuelo.html>>. [Consulta: julio de 2014].
11. *Conjunto de alabes del compresor*. [en línea]. <<https://www.ovguide.com/compressorstall9202a8c04000641f8000000000574db8>>. [Consulta: junio de 2014].
12. *Conversión de velocidad indicada a calibrada*. [en línea]. <<http://www.manualvuelo.com/INS/INS22.html>>. [Consulta: julio de 2014].
13. *Conversión indicada a calibrada de velocidad* [en línea]. <<http://www.manualvuelo.com/ins/ins25.html>>. [Consulta: julio de 2014].
14. *Entrada de aire del motor v2500*. [en línea]. <<https://pl.dreamstime.com/zdjcie-stocksamolotturbinaimage24739410>>. [Consulta: junio de 2014].
15. *Escalas de temperatura*. [en línea]. <<http://fisicafacilito.blogspot.com/2013/07/temperatura.html>>. [Consulta: julio de 2014].
16. *Esquema del tubo pitot*. [en línea]. <<http://www.monolitonimbus.com.br/tubo-de-pitot-e-acidente-air-france/>>. [Consulta: julio de 2014].

17. Fase piloto privado ppl, *Peligros en el vuelo y bajas y Anticiclones*. Catalunya, España: 2011. 114 p.
18. GAVILÁN JIMÉNEZ, Francisco *Departamento de Ingeniería Aeroespacial*. 250 p.
19. IATA. *Costos de operación de un Airbus A-320 con otras aeronaves*. Julio 2014.
20. *Indicador de altitud o altímetro*. [en línea]. <<http://jasaaviation.blogspot.com/2014/06/instrumentos-basicos-de-un-avion.html>>. [Consulta: julio de 2014].
21. *Ingreso de la presión de aire al pitot*. [en línea]. <<http://www.sapiensman.com/tecnoficio/docs/doc17a.php>>. [Consulta: julio de 2014].
22. IRIBARNE, J. V. *Termodinámica de la atmósfera*. Ministerio de Medio Ambiente, Centro de Publicaciones, 1996. 233 p.
23. J.D. Anderson. *Introduction to flight*. McGraw Hill, 2000. 238 p.
24. *La atmosfera, manual de vuelo*. [en línea]. <<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV11.html>>. [Consulta: octubre 2015].
25. Manual AMM CRJ200 ATA 70-80-36. 173 p.
26. Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico ATA 70-81-53. 369 p.

27. Manual de Luftansa CF34-33-11. 152 p.
28. Manual IPC CRJ200 ATA 70-80-34. 138 p.
29. MARTÍNEZ CABEZA, John. *Descubrir los motores de aviación*. Madrid: AENA, 2007. 228 p.
30. MARROQUIN TURCIOS, Carlos *Manual capacitación para la interpretación del diagnóstico gráfico*. 2011. 162 p.
31. *Motor pratt & whitney j58 del sr-71*. [en línea]. <<https://fas.org/irp/program/collect/sr-71.htm>>. [Consulta: junio de 2014].
32. *Motor turbo hélice*. [en línea]. <<http://www.modelbouwforum.nl/threads/oververhitting-motor-p51d.239339>>. [Consulta: junio de 2014].
33. MUÑOZ, Miguel Ángel, *manual de vuelo*. 2a ed Madrid, España: 2010. 247 p.
34. NIL ANGLÍ Padró, *Influència del terreny en les condicions de estabilitat atmosférica. Aplicació a l'àrea de l'aeroport de Sabadell, Escola Politècnica Superior de Castelldefels*. 2006. 173 p.
35. *Onda de expansión de la velocidad*. [en línea]. <<http://almadeherrero.blogspot.com/2009/02/la-barrera-del-sonido.html>>. [Consulta: julio de 2014].

36. *Perfiles alares contaminados por hielo granular y hielo claro*. [en línea]. <<http://bsas-vac.tripod.com/Dfc/Vuelo3/Vs/vs3.htm>>. [consulta: junio de 2014].
37. *Plan de crecimiento de Turbofan engranado de Pratt & Whitney*. [en línea]. <<http://aviationweek.com/awin/pratt-whitney-s-geared-turbofan-growth-plan>>. [Consulta: julio de 2015].
38. *Posición del tubo pitot en el avión*. [en línea]. <<http://es.slideshare.net/eflyacademy/instrumentos-de-vuelo-38570266>>. [Consulta: julio de 2014].
39. R HOWELL, John, Richard O. Buckius *principios de termodinámica para ingenieros*. MCGRAW-HILL. 289 p.
40. *Turbina seccionada, vista del comportamiento de aire*. [en línea]. <<http://www.alasewm.com.ar/reactorewm.htm>>. [Consulta: junio de 2014].
41. VALLBONA, Ernest *Motor de Turbina*. 172 p.
42. *Variación de la temperatura respecto a la altura*. [en línea]. <<http://www.meteorologiaenred.com/wp-content/uploads/2012/09/temperatura-de-atmosfera.jpg>>. [Consulta: julio de 2014].
43. VICKERS, Glenn; BUZZA, Sandra; SCHMIDT, Dave and MULLOCK, John. *The Weather of the Canadian Prairies*. Canada: 2005. 174 p.



44. VIDAL, Ricard Miguel *El motor de aviación de la "A" a la "Z"*. Aeroteca, Barcelona: 2008. 393 p.
45. *Vuelo de entrenamiento con el airbus a320 profesional un vuelo típico con un airbus a320*. [en línea]. <[http://www.aviacova.es/WP/A320\\_ESPV2.0.pdf](http://www.aviacova.es/WP/A320_ESPV2.0.pdf)>. [Consulta: octubre 2015].
46. W PERG, William *Fundamentals of Turbomachinery*. EE.UU.: John Wiley & Sons, Inc. 2008. 278 p
47. *Zonas de aeronave propensas a la formación de hielo*. [en línea]. <<http://losavionescomerciales.blogspot.com/2009/09/controles-primarios-de-vuelo.html>>. [Consulta: junio de 2014].